

UNIVERSITÉ DE SHERBROOKE  
Faculté de génie  
Département de génie mécanique

# Étude du comportement en fatigue des composites tissés et détermination des seuils d'initiation des endommagements

Mémoire de maîtrise  
Spécialité: génie mécanique

JIAPING WU

Jury: Ahmed Maslouhi (directeur)  
Gabriel LaPlante (co-directeur)  
Pierre-Luc Vachon (évaluateur)  
Patrice Masson (rapporteur)



*À ma famille et mes amis  
À mes professeurs, à Wei*





# RÉSUMÉ

Ce projet de maîtrise présente l'étude du comportement en fatigue d'un matériau composite tissé, qui utilise la technique d'émission acoustique (EA) pour la détection de l'initiation des dommages de fatigue. Ce travail fait partie du projet de recherche CRIAQ-COMP 407 dont le but est de développer une approche de prédiction de l'initiation de l'endommagement dans les composites tissés qui sont soumis à des chargements cycliques. Une méthode de localisation par émission acoustique a été introduite pour localiser les sources d'ondes de contraintes émettant dans la zone autour d'un défaut artificiel inséré préalablement dans l'échantillon. Les essais de fatigue ont été réalisés sous différentes conditions environnementales et la détection des seuils d'initiation des endommagements a permis de générer des courbes de durée de vie (courbes S-N). La comparaison des courbes S-N entre elles a permis d'évaluer l'influence de chacune de ces conditions sur la durée de vie en fatigue. Par la suite, une méthode de classification a été développée en combinant la carte de Kohonen et la méthode des  $k$ -moyennes. Cette approche a permis d'établir une corrélation entre les différents endommagements et les signaux acoustiques détectés.

Ce mémoire est organisé en quatre chapitres: le premier chapitre présente l'état de l'art de l'application des matériaux composites, l'importance de la caractérisation de son comportement en fatigue, et le contexte général du projet de recherche. Dans le chapitre II, une revue exhaustive de la littérature est présentée. Les travaux de recherche traitant du comportement des composites tissés sous chargement statique et en fatigue ont été synthétisés. Ce chapitre contient aussi une revue sur les techniques d'analyse et de traitement des signaux d'émission acoustique utilisés pour suivre les modes d'endommagement en fatigue et pour reconnaître les différentes classes des endommagements de fatigue. Le chapitre III présente les essais expérimentaux, les traitements des données et les techniques d'inspection. Premièrement, les échantillons utilisés dans les différents essais sont présentés et les vitesses de propagation des ondes de Lamb ont été estimées. Ensuite, les essais statiques et les essais en fatigue sont présentés, et les méthodes pour déterminer les seuils de l'initiation et de la propagation du défaut en se basant sur les analyses des signaux d'émission acoustique sont aussi présentées. Les courbes S-N pour la prédiction ont été établies en se basant sur les

différents seuils de l'initiation des endommagements de fatigue obtenues. L'influence des facteurs environnementaux sur le comportement en fatigue a été mise en évidence en comparant les différentes courbes S-N obtenues pour chaque condition d'essai. La dernière partie du chapitre présente un travail de classification non supervisé et les résultats de classification ont été vérifiés par les deux techniques d'inspection : la tomographie et le C-scan.

Le chapitre IV présente une conclusion générale de ce travail où les différents résultats importants ont été discutés. Les points positifs et les points à améliorer ont été présentés ainsi que quelques propositions pour des travaux futurs.

**Mots-clés:** Composites tissés, comportement en fatigue, endommagement en fatigue, émission acoustique, courbe S-N, classification, tomographie, C-scan

# REMERCIEMENTS

Cette étude a été réalisée au LAMCND, le laboratoire des matériaux et de contrôle non destructif de l'Université de Sherbrooke.

Je tiens à exprimer ma vive gratitude à M. Ahmed Maslouhi et M. Gabriel LaPlante pour avoir accepté d'être mes directeurs de recherche. Je les remercie pour leur confiance et leur conseil pendant toute la durée de mes études. Je tiens aussi à remercier mes collègues Nidhal Bouslama, Nassim Kanouni, Paul Braisaz-Latille et Mohamed Khay pour leur aide. Je tiens à remercier aussi le CRIAQ qui m'a offert l'opportunité de travailler sur le projet COMP-407.

J'exprime mes remerciements à mes professeurs de l'Université de Moncton et de l'Université de Sherbrooke pour leur aide durant toutes mes études au Canada. Finalement, je remercie de tout mon cœur mes parents qui m'ont soutenu depuis le début de mes études.



# TABLE DES MATIÈRES

RÉSUMÉ.....	i
REMERCIEMENTS .....	iii
LISTE DES FIGURES .....	vii
LISTE DES TABLEAUX .....	xi
LISTE DES SYMBOLES .....	xiii
LISTE DES ACRONYMES.....	xv
CHAPITRE 1 INTRODUCTION ET DÉFINITION DES OBJECTIFS DE LA RECHERCHE.....	1
CHAPITRE 2 ÉTAT DE L'ART .....	4
2.1 Introduction aux matériaux composites tissés.....	4
2.1.1 Composites tissés 2D et 3D .....	4
2.1.2 Catégorie du tissu 2D et les paramètres de définition .....	5
2.1.3 Ondulation des torons .....	6
2.1.4 Avantages et inconvénients des composites tissés par rapport aux unidirectionnelles .....	7
2.2 Comportement mécanique des composites tissés en statique.....	9
2.2.1 Tension.....	9
2.2.2 Compression .....	11
2.2.3 Flexion .....	16
2.3 Comportement mécanique des composites tissés en fatigue.....	18
2.3.1 Tension-Tension .....	18
2.3.2 Compression-Compression.....	25
2.3.3 Flexion .....	27
2.4 Surveillance de l'endommagement par émission acoustique.....	31
2.4.1 Introduction.....	31
2.4.2 Ondes de Lamb .....	32
2.4.3 Suivi de l'endommagement par émission acoustique.....	34
2.4.4 Localisation de l'endommagement par émission acoustique .....	49
2.5 Conclusion et objectif de la recherche.....	56
CHAPITRE 3 ESSAIS EXPÉRIMENTAUX ET RÉSULTATS.....	58
3.1 Les matériaux composites .....	58
3.2 Estimation de la vitesse de propagation des ondes de Lamb.....	60
3.3 Caractérisation du composite sous chargement statique en compression et flexion .....	66
3.3.1 Essais statiques en compression .....	66
3.3.2 Essais statiques en flexion .....	73
3.4 Caractérisation du composite sous chargement en fatigue et localisation des sources d'endommagement .....	82
3.4.1 Essais de fatigue sous température ambiante (7Hz et 15Hz).....	82
3.4.2 Essais de fatigue à haute température (120°C) .....	91
3.4.3 Essais de fatigue sous conditions multiples (température et humidité).....	96
3.4.4 Analyse comparative des courbes de fatigue .....	105
3.5 Classification des signaux d'émissions acoustiques.....	115
CHAPITRE 4 CONCLUSION.....	131
ANNEXE A - Programme Matlab pour le classificateur K-SOM .....	134

LISTE DES RÉFÉRENCES .....	144
----------------------------	-----

# LISTE DES FIGURES

Figure 1: Composites utilisés dans l'avion 787 de la compagnie Boeing .....	1
Figure 2 : Les différentes préformes tissés : a) Tissu 2D, b) Tissu 3D [3] .....	4
Figure 3 : Notation des différents torons dans un tissu 2D avec armure de satin de 8 [4] .....	5
Figure 4 : Tissus 2D avec différent armures: (a) Taffetas, (b) Sergé de 2, (c) Satin de 5 [4] .....	6
Figure 5: Ondulation d'un toron : $L$ est la longueur réel du toron et $L_0$ est longueur du toron dans le tissu [4] .....	6
Figure 6: Comparaison des contraintes ultimes entre les composites tissés (satin de 5) et les composites unidirectionnels [6] .....	8
Figure 7: Distorsion du toron dans les composites tissés [7] .....	8
Figure 8: Comportement mécanique des composites tissés 2D en tension, dans le sens des renforts: (a) CFRP, (b) GFRP [8] [9] .....	9
Figure 9: Comportement mécanique des composites tissés 2D avec l'armure de satin et de taffetas (fibre de verre, traction dans le sens de renfort) [9] .....	10
Figure 10: Comportement mécanique d'un composite tissé 2D de CFRP: traction hors-axe .....	11
Figure 11: Courbes de contrainte-déformation : (a) en tension, (b) en compression dans le sens $90^\circ$ (composites tissés en fibre de verre, avec armure taffetas) [10] .....	12
Figure 12: Morphologie d'initiation de la fissuration dans les différents tissus. Ici, « <i>CR (crimp region)</i> », « <i>MUF (middle of the Upper Float)</i> », « <i>OR (other region)</i> » présentent des régions d'initiation différentes [13] .....	13
Figure 13: Position d'initiation de la fissuration dans des composites tissés 2D avec différentes architectures. Le $d$ représente la distance entre le centre d'intersection des torons et la position de la fissuration [13] .....	13
Figure 14: Morphologie d'endommagement des deux composites tissés avec: (a) l'empilement au hasard et (b) l'empilement séquentiel [13] .....	14
Figure 15: Interaction entre les torons de renfort (trames) sous compression pour les empilements différents: (a) toron seul, (b) en séquentiel, (c) au hasard [13] .....	15
Figure 16: (1) Les dommages transversaux, essai de flexion, composites tissés de GFRP (sergé). (2) Faciès de l'endommagement en fonction de la profondeur (largeur): (a) bord, (b) 25%, (c) 50%, (d) 75% [15] .....	17
Figure 17: Comparaison de la courbe S-N entre les composites unidirectionnels (courbe pointillée) et tissés (courbe solide) pour différents empilements [2] .....	18
Figure 18: Dégradation du rapport de rigidité $E/E_0$ des composites tissés en fibre de carbone .....	19
Figure 19: Comparaison des courbes S-N en condition humide et sec à température ambiante, composites tissés [19] .....	20
Figure 20: Comparaison des courbes S-N pour composites tissés en fibre de carbone à différentes températures (essai de fatigue en tension-tension) [18] .....	21
Figure 21: Microphotographies SEM des ruptures de fatigue dans un composite exposé aux différentes températures: (a) $-20^\circ\text{C}$ et (b) $100^\circ\text{C}$ [18] .....	21
Figure 22: Courbe S-N pour des composites tissés Cf/SiC sous des charges en tension-tension avec fréquences différentes: 1 Hz, 10 Hz et 50 Hz [21] .....	22
Figure 23: Dégradation du module d'Young et augmentation de la température des composites tissés, sous des charges en tension-tension avec fréquences différentes [21] .....	23
Figure 24: Développement des dommages dans un composite tissé avec la dégradation de la rigidité, essai de fatigue en tension-tension [18] .....	24
Figure 25: Fissures transversales dans les torons de fibre en fatigue, tension-tension [9] [22] .....	24
Figure 26: (a) Délaminage inter-plis, (b) Méta-délaminage et rupture des fibres [22] .....	25
Figure 27: Comparaison des courbe S-N en tension-tension ( $R=0.1$ ) et en compression-compression ( $R=10$ ) [19] .....	26
Figure 28: Comparaison des courbes S-N des essais sous condition humide et sèche (composites tissés, chargement en compression-compression avec $R=10$ ) [19] .....	26
Figure 29: Courbe de la dégradation de la rigidité sous différents niveaux de charge .....	28
Figure 30: Zone d'endommagement de tension et de compression pour des différentes charges appliquées: (a) 75% de l'UFS, (b) 70% de l'UFS, (c) 65% de l'UFS, (d) 60% de l'UFS. [24] .....	28
Figure 31: Dégradation typique de la rigidité des composites tissés durant l'essai de fatigue en flexion ( $R=0.1$ , avec une charge de 60% de l'UFS) [24] .....	29

Figure 32: Mode d'endommagement typique pour les composites tissés durant l'essai de fatigue en flexion (avec un charge de 60% UFS) [24].....	29
Figure 33: Courbe de dégradation de la rigidité pour les deux empilements: $[\#0^\circ]_8$ et $[\#45^\circ]_8$ .....	30
Figure 34: Chaîne d'acquisition des signaux d'émission acoustique [26] .....	31
Figure 35: Ondes de volume [30].....	33
Figure 36: Modes d'ondes de Lamb: (a) mode symétrique, (b) mode asymétrique [30] .....	33
Figure 37: Présentation schématique d'une salve d'émission acoustique et ses principaux paramètres [31] .....	35
Figure 38: Énergie cumulée des événements acoustiques montrant des seuils d'endommagement par fatigue [32] .....	36
Figure 39: Courbes de corrélation d'émission acoustique sur les composites de fibre de verre/polyester : (a) Courbe de contrainte-déformation corrélée avec courbe d'EA, (b) Courbe d'activité d'EA en fonction de la contrainte [28] .....	37
Figure 40: Analyse d'EA simultanée des deux paramètres d'EA: durée et fréquence [34] .....	37
Figure 41: Effet de l'atténuation dans les composites de mono- fibre (carbone/époxy) en fonction de la distance: (a) amplitude, (b) pic de fréquence [38].....	38
Figure 42: Résumé des intervalles d'amplitude typique des différents mécanismes d'endommagement dans la littérature [31] .....	39
Figure 43: Visualisation en 2D par l'ACP des 4 groupes classés par la méthode $k$ -moyennes, pour les différents composites tissés: (a)-Tissu de taffetas, (b)-Tissu 3D,chargement selon les torons de chaîne, (c)-Tissu 3D, chargement selon les torons de trame [42].....	41
Figure 44: Résultats de classification par la méthode $k$ -SOM : (a) carte de Kohonen entraînée en 3D, (b) carte de Kohonen en 2D avec des neurones classées par la méthode des $k$ -moyennes [43] .....	42
Figure 45: Distribution fréquentielle des signaux d'EA liés aux différents mécanismes d'endommagement [45] .....	43
Figure 46: Organigramme de l'algorithmes des $k$ -moyennes [46].....	44
Figure 47: Variation de la valeur de l'indice DB selon le nombre de classes $k$ . Pour les données d'entrée spécifiées dans ce cas-ci, le nombre de classes optimal est de 3 ou 4 [43] .....	45
Figure 48: Présentation schématique de l'algorithme de la méthode de la carte de Kohonen bidimensionnelle [43] .....	46
Figure 49: Exemple des résultats de classification donnés par la méthode de la carte de Kohonen [40].....	48
Figure 50: Représentation schématique d'une localisation planaire avec trois capteurs.....	49
Figure 51: Représentation schématique du principe de la localisation linéaire avec un seul capteur .....	51
Figure 52: Estimation de la $\Delta T_{AS}$ entre les deux modes: symétrique (S) et antisymétrique (A) du signal d'EA [49].....	51
Figure 53: Représentation schématique du principe de la localisation planaire avec six capteurs [50].....	52
Figure 54: Résultat de localisation avec l'essai de mine de crayon, les différentes lignes représentent les différents calculs [50].....	53
Figure 55: Représentation schématique du principe de localisation planaire avec trois capteurs [51] .....	54
Figure 56: Méthode d'évaluation du $\Delta T_{AS}$ en utilisant la transformée en ondelettes [51] .....	54
Figure 57: Comparaison de la zone de localisation efficace entre les différentes méthodes [51] .....	55
Figure 58: Résultats de localisation réalisée avec mine de crayon (méthode de localisation avec 3 capteurs): $\Delta$ représente la position calculée; $\times$ représente la position réelle [51] .....	55
Figure 59: Échantillons utilisés dans les essais: (a)-échantillon du type A avec défaut, (b)- échantillon du type A conditionnés, dans le sac hermétique, (c)-échantillon du type B .....	59
Figure 60: Empilement de $[45/0/-45/90]_s$ de l'échantillon du type A sous microscope .....	59
Figure 61: Mesure des vitesses de propagation en fonction de la direction des fibres:.....	60
Figure 62: Représentation schématique du principe de la localisation linéaire classique .....	61
Figure 63: Représentation schématique des distances utilisées dans les mesures de la vitesse de propagation d'onde .....	62
Figure 64: Les positions d'excitations pour les essais de vérification dans les 3 directions .....	62
Figure 65: Courbe de dispersion de la vitesse de groupe (résultats numériques) [52] .....	63
Figure 66: Courbe de dispersion de la vitesse de phase (résultats numériques) [52]: sur la courbe A0, la vitesse de phase à 150kHz est de 1266 m/s, et celle à 250 kHz est de 1496 m/s. ....	64
Figure 67: Courbe de dispersion de la vitesse de phase, résultats expérimentaux [52]. La vitesse de phase mesurée à 150 kHz est de 1197 m/s, et celle à 250 kHz est de 1401 m/s. ....	64



Figure 68: Montage d'essai de compression avec le système de surveillance par caméra et par émission acoustique.....	67
Figure 69: Montage d'essai statique en compression .....	68
Figure 70: Exemple d'un analyse mono-paramétrique des signaux d'EA (échantillon #3) .....	70
Figure 71: Zone d'initiation détectée par émission acoustique (Analyse de <i>Count</i> ) .....	70
Figure 72: Sommaire des chargements critiques pour les essais de compression: zone de sécurité (zone ombragée), flambage (points bleus), seuil d'émission (points noirs), rupture (points rouges) .....	71
Figure 73: Facies d'endommagement obtenus après l'essai statique en compression.....	72
Figure 74: Montage d'essai statique en flexion .....	73
Figure 75: Installation des capteurs d'EA et les zones de surveillance pour la localisation .....	74
Figure 76: Nature des essais statiques en flexion .....	75
Figure 77: Activité acoustique en fonction du chargement de l'essai #14: (a)-événements d'EA cumulés, (b)-courbe de chargement vs courbe d'EA, (c)- exemples des signaux d'EA .....	77
Figure 78: Résumé des courbes de déplacement en fonction du chargement et les courbes d'EA en fonction du déplacement pour les essais de flexion .....	78
Figure 79: Résumé des résultats (seuils d'initiation) pour les essais statiques en flexion .....	78
Figure 80: Analyse de l'essai du type C (l'effet de Kaiser).....	79
Figure 81: Délaminages présentés dans les échantillons après les essais statiques en flexion .....	80
Figure 82: Écrasements dans les couches supérieures de l'échantillon (essais statique en flexion).....	81
Figure 83: Montage d'essai de fatigue à température ambiante .....	83
Figure 84: Installation des capteurs d'EA et les zones de surveillance .....	84
Figure 85: Analyse mono-paramétrique des signaux d'EA, détermination des seuils de P1 et P2 [52] .....	86
Figure 86: Exemple d'analyse de localisation par l'EA, essai#3 (Essai de fatigue en tension-tension, température ambiante, 7Hz, F=50kN) .....	87
Figure 87: Courbes S-N associées à l'initiation des endommagements, à la propagation de la délamination de défaut artificiel et à la rupture du composite, sous température ambiante (Essai fatigue en tension-tension, R=0.1, 7Hz) .....	89
Figure 88: Courbes S-N associées à l'initiation des endommagements, à la propagation de la délamination de défaut artificiel et à la rupture du composite, sous température ambiante (Essai fatigue en tension-tension, R=0.1, 15Hz) .....	90
Figure 89: Montage d'essai de fatigue à la température 120°C .....	92
Figure 90: Exemple d'analyse des résultats de localisation par l'EA, essai#2 (essai de fatigue en tension-tension, à température 120°, 7Hz, F=40kN) .....	94
Figure 91: Courbes S-N associées à l'initiation des endommagements, à la propagation du délaminage de défaut artificiel et au critère de déformation de 5%, à la température 120°C.....	95
Figure 92: Montage expérimental pour réaliser des essais de fatigue, sous les conditions A, B et C .....	97
Figure 93: Montage expérimental pour réaliser des essais de fatigue sous les conditions A, B et C .....	98
Figure 94: Détermination du seuil de détection P1 à partir des courbes de distribution de: (a) la durée des signaux d'EA, (b) l'énergie des signaux d'EA (signaux obtenues durant l'essai #7) .....	99
Figure 95: Exemple d'analyse des résultats de localisation par l'EA, essai#7 (essai de fatigue en tension-tension, sous condition A, 15Hz, F=48.5kN (60% UTL).....	101
Figure 96: Courbes S-N associées à l'initiation des endommagements, à la propagation du délaminage de défaut artificiel et au critère de déformation de 6.5%, sous condition A.....	103
Figure 97: Courbes S-N associées à l'initiation des endommagements, à la propagation du délaminage de défaut artificiel et au critère de déformation de 7%, sous condition A.....	103
Figure 98: Courbes S-N associées à l'initiation des endommagements, à la propagation du délaminage de défaut artificiel et au critère de déformation de 10%, sous condition B.....	104
Figure 99: Courbes S-N associées à l'initiation des endommagements, à la propagation du délaminage de défaut artificiel et au critère de déformation de 9.6%, sous condition C.....	104
Figure 100: Comparaison des courbes S-N entre les essais sous la condition A-15Hz (en rouge) et la condition B-15Hz (en bleu).....	106
Figure 101: Comparaison des courbes S-N entre les essais sous la condition A-15Hz (en rouge) et la condition C-15Hz (en bleu).....	107
Figure 102: Comparaison des courbes S-N entre les essais sous la condition RT(en bleu) et la condition A -7Hz (en rouge) .....	109

Figure 103: Comparaison des courbes S-N entre les essais sous la condition RT (en bleu) et la condition A-15Hz (en rouge) .....	109
Figure 104: Comparaison des courbes S-N entre les essais sous la condition A-7Hz (en bleu) et la condition A-15Hz (en rouge) .....	112
Figure 105: Comparaison des courbes S-N entre les essais sous la condition RT-7Hz (en bleu) et la condition RT-15Hz (en rouge) .....	112
Figure 106: Zone de voisinage sur la carte de Kohonen, le point rouge représente le neurone vainqueur, les points bleus représentent les neurones voisins:.....	117
Figure 107: Cas-1, topologie du réseau formé après la phase d'entraînement, avec $\eta_e=0.25$ et $R=5$ . Les reliefs représentent les distances moyennes les plus fortes entre neurones .....	118
Figure 108: Cas-2, topologie du réseau formé après la phase d'entraînement, avec $\eta_e=0.4$ et $R=5$ . Les reliefs représentent les distances moyennes les plus élevées entre neurones .....	118
Figure 109: Valeurs de DB calculées pour le nombre de classe (k) de 2 à 6, pour les topologies de cas 1(en rouge) et cas 2 (en noir).....	119
Figure 110: Représentation 2D du résultat de classification des neurones de la carte de Kohonen (méthode des k-moyennes avec k=3, en utilisant la topologie du cas 1) .....	120
Figure 111: Courbes cumulatives des signaux d'EA pour les trois classes obtenues.....	121
Figure 112: Distributions de l'amplitude des signaux d'EA groupés dans les trois classes .....	121
Figure 113: Analyse multi-paramétrique des signaux des trois classes obtenues: (a) Durée du signal vs Temps de montée, (b) Durée du signal vs Temps de montée vs Amplitude .....	122
Figure 114: Les positions des signaux d'EA localisés sur l'échantillon pour les 3 classes: (a) classe 1, (b) classe 2, (c) classe 3, (d) toutes les classes .....	123
Figure 115: Comparaison entre l'image de C-scan et les résultats de localisation (trois classes combinées) .....	124
Figure 116: Comparaison entre l'image de C-scan et les résultats de localisation (classe 3) .....	124
Figure 117: Tomographie pour l'échantillon de l'essai #1(condition A-15Hz), et la zone de scan effectuée est celle autour du défaut artificiel.....	127
Figure 118: Comparaison entre les images des coupes selon l'axe Z de tomographie et l'image de C-scan (essai#1, condition A-15Hz) .....	127
Figure 119: Images des coupes selon l'axe X du modèle de tomographie .....	128
Figure 120: Comparaison entre les images des coupes de tomographie et la carte de localisation des sources d'EA de la classe 3 (essai#1, condition A-15Hz) .....	128
Figure 121: Densités des fissures dans les différentes zones (images de tomographie, coupes selon l'axe X. La zone autour du défaut en vert et les zones loin du défaut en bleue) .....	129

# LISTE DES TABLEAUX

Tableau 1: Comparaison des contraintes ultimes dans les 3 cas de chargement: tension, compression et flexion pour les composites tissés (tissu sergé) [15].....	16
Tableau 2: Détectabilité du type d'endommagement des méthodes NDT [29].....	32
Tableau 3: Vitesses de propagation estimées (mode S0).....	62
Tableau 4: Résultats d'essai de localisation linéaire avec les vitesses estimées.....	63
Tableau 5: Les vitesses de groupe mesurées pour les différents types d'échantillon.....	65
Tableau 6: Résumé des essais statiques en compression.....	69
Tableau 7: Résultats des essais statiques en flexion.....	76
Tableau 8: Définition des paramètres d'acquisition et de localisation pour la configuration du système EA.....	84
Tableau 9: Échantillons utilisés dans les essais de fatigue à température ambiante.....	84
Tableau 10: Échantillons utilisés dans les essais de fatigue à température ambiante.....	85
Tableau 11: Seuils d'initiation d'endommagement pour les essais de fatigue à température ambiante (Essai de fatigue en tension-tension, $R=0.1$ , 7Hz et 15Hz).....	88
Tableau 12: Échantillons utilisés durant les essais de fatigue à la température 120°C.....	92
Tableau 13: Résultat des essais de fatigue à la température 120°C, 7Hz.....	95
Tableau 14: Échantillons utilisés dans les essais de fatigue sous la condition A (7Hz).....	102
Tableau 15: Échantillons utilisés dans les essais de fatigue sous la condition A (15Hz).....	102
Tableau 16: Échantillons utilisés dans les essais de fatigue sous la condition B (15Hz).....	102
Tableau 17: Échantillons utilisés dans les essais de fatigue sous la condition C (15Hz).....	102
Tableau 18: Comparaison des courbes S-N entre les essais sous les deux conditions d'essai: condition A-15H et condition B-15Hz.....	106
Tableau 19: Comparaison des modèles numériques des courbes S-N entre les essais sous les deux conditions d'essai: condition A-15H et condition B-15Hz.....	106
Tableau 20: Comparaison des courbes S-N entre les essais sous les deux conditions d'essai: condition A-15H et condition C-15Hz.....	108
Tableau 21: Comparaison des modèles numériques des courbes S-N entre les essais sous les deux conditions d'essai: condition A-15H et condition C-15Hz.....	108
Tableau 22: Comparaison des courbes S-N entre les essais des deux conditions (condition A et RT) à 7Hz et 15Hz.....	110
Tableau 23: Comparaison des modèles numériques des courbes S-N entre les essais des deux conditions (condition A et RT) à 7Hz et 15Hz.....	110
Tableau 24: Comparaison des courbes S-N entre les essais sous la condition A à 7Hz et la condition A à 15Hz.....	113
Tableau 25: Comparaison des courbes S-N entre les essais sous la condition RT à 7Hz et la condition RT à 15Hz.....	113
Tableau 26: Comparaison des modèles numériques des courbes S-N entre les essais sous la condition A à 7Hz et la condition A à 15Hz.....	113
Tableau 27: Comparaison des modèles numériques des courbes S-N entre les essais sous la condition RT à 7Hz et la condition RT à 15Hz.....	113



# LISTE DES SYMBOLES

Symbole	Définition
$M_n$	Moment en flexion
$K$	Nombre de classe
$b_j$	Centre de la classe, méthode des $k$ -moyennes
$X$	Matrice des données d'entrée pour la classification
$e_i$	Distance moyenne entre les vecteurs à classer et le centre de la classe, critère de Davies- Bouldin
$e_n$	Distance moyenne entre les classes, critère de Davies- Bouldin
$n$	Nombre de dimension
$w_{ij}$	Poids des neurones, méthode de la carte de Kohonen
$d_j$	Distance quadratique entre le vecteur à classer et le neurone
$\eta$	Facteur d'apprentissage, carte de Kohonen
$It$	Itération du calcul pour la classification
$\theta_i$	Angle d'arrivée aux capteurs, des ondes d'EA
$\Delta t_{ij}$	Différence des temps d'arrivée entre les capteurs i et j
$v_g$	Vitesse du groupe, ondes de Lamb
$D$	Distance entre deux capteurs d'EA
$d_l$	Distance de la source d'émission au capteur de <i>First Hit</i>



# LISTE DES ACRONYMES

Acronyme	Définition
UdeS	Université de Sherbrooke
CRIAQ	Consortium de Recherche et d'Innovation en Aérospatiale au Québec
AFNOR	Association française de normalisation
CND	Contrôle Non Destructif
EA	Émission acoustique
CFRP	Carbon Fiber Reinforced Plastic
GFRP	Glass Fiber Reinforced Plastic
SOM	Self-Organized Map
ToA	Temps d'arrivée (Time of Arrival)
C-C	Compression-Compression
UTS	Ultimate Tensile Strength
CAI	Compression After Impact
UFS	Ultimate Flexural Strength
RBM	Relative Bending Moment
CNN	Convolutional Neural Network
PNL <sub>xx</sub> SPC <sub>x</sub>	Code des échantillons





# CHAPITRE 1 INTRODUCTION ET DÉFINITION

## DES OBJECTIFS DE LA RECHERCHE

Les matériaux composites sont d'excellents matériaux pour concevoir des structures de haute performance. Comparés aux matériaux conventionnels, les matériaux composites possèdent un rapport rigidité/masse élevé et offrent également une très bonne résistance à la fatigue et à la corrosion. L'utilisation de ce type de matériau devient plus en plus populaire dans les industries du transport comme l'aéronautique, l'aérospatial, l'automobile, ou les sports.



Figure 1: Composites utilisés dans l'avion 787 de la compagnie Boeing

L'utilisation des matériaux composites dans l'industrie aéronautique a commencé vers les années 1950 [1]. Au début, les applications des composites ont été limitées à des structures secondaires ou moins critiques, et ensuite, leur utilisation a été favorisée dans le secteur des petits avions. Récemment, avec le développement des technologies et les demandes économiques grandissantes, les composites deviennent de plus en plus utilisés dans les grands avions commerciaux. Un exemple très connu dans l'industrie aéronautique est l'intégration des composites dans le nouvel avion 787 de la compagnie Boeing (Figure 1). En utilisant 50% de matériaux composites dans les structures primaires, la compagnie Boeing a réussi à réduire sa consommation de carburant de 20% comparé à un avion de même catégorie.

Les matériaux composites possèdent des propriétés exceptionnelles, mais les connaissances actuelles sur leur comportement mécanique, surtout sur le comportement en fatigue, restent toujours à ses débuts. Le comportement mécanique en fatigue et les mécanismes d'endommagement des composites sont complexes et dépendent fortement de l'architecture des composites et de la condition de chargement [2]. Comparés aux métaux, les endommagements dans les composites sont plutôt dispersés et cumulatifs. Les différents mécanismes d'endommagement générés en fatigue sont interactifs et sont influencés par plusieurs facteurs: effet de bord, discontinuités structurelles, défauts de fabrication ou d'usinage, chute d'outil, humidité, température, etc. Par conséquent, la prédiction de la durée de vie des structures composites soumises à des chargements cycliques dépend de la connaissance des mécanismes sources d'endommagements, de l'effet de la géométrie des structures, de la nature du chargement appliqué, de la présence des défauts de fabrication et des conditions environnementales. Donc, il est important pour les chercheurs et les concepteurs de développer des outils de modélisation prédictifs basé sur des nouvelles stratégies expérimentales de surveillance de l'initiation des endommagements dans les composites.

Ce projet de maîtrise s'inscrit dans le cadre du projet CRIAQ – COMP 407. L'objectif général de ce programme de recherche est de développer à court terme des approches expérimentales et théoriques basées sur la détection de l'amorçage des fissures par surveillance de l'état de santé de la structure afin d'établir à long terme des critères de ruptures fiables qui tiennent compte de la fatigue, de la présence de défaut de fabrication et de l'influence de l'environnement hygrométrique, afin d'assurer une utilisation sécuritaire des composites tissées en fatigue. L'objectif spécifique du projet est de développer une méthode de prédiction de la durée de vie en fatigue, associée à l'initiation du délaminage, d'un matériau composite tissé en fibre de carbone et de configuration quasi-isotrope. Le projet s'intéresse à générer les courbes de durée de vie en fatigue en tenant compte de la variation des facteurs environnementaux, tels que: l'humidité, la température et des conditions de chargement du type tension-tension, tension-compression et flexion. La recherche consiste aussi à évaluer la propagation du délaminage à partir d'un défaut artificiel, inséré dans le laminé, et étudier l'impact de ce défaut sur l'initiation de l'endommagement en fonction du cyclage.

Afin de détecter le seuil de propagation des endommagements, ce travail exploite intensivement la technique d'émission acoustique afin de localiser et identifier respectivement les sources et les mécanismes d'endommagement. L'émission acoustique est une méthode de CND (contrôle non destructif) passive qui a été très utilisée dans les dernières années pour la surveillance des structures en fonctionnement. Un des avantages de la technique d'émission acoustique est qu'elle offre une surveillance *in situ* et est capable de détecter les endommagements de fatigue naissant dans la structure. Cette technique de CND permet aussi de localiser et identifier les différents types de mécanismes d'endommagement par l'utilisation de plusieurs capteurs d'émission acoustique.

Plusieurs compagnies et institutions participent au projet CRIAQ-COMP407: Bombardier Aéronautique, Bell Helicopter, L3-MAS, l'École de technologie supérieure de Montréal, l'Université Concordia, l'Université de Sherbrooke et l'Université de Moncton.

# CHAPITRE 2      ÉTAT DE L'ART

Ce chapitre présente une revue exhaustive de la littérature sur quatre thèmes: l'introduction des composites tissés, le comportement mécanique des composites tissés, la technique de surveillance d'émission acoustique (EA) et les algorithmes de localisation par EA. Dans la première partie, les différents types de composites tissés et leurs avantages sont présentés. Les comportements en statique et en fatigue des composites tissés sont présentés dans la deuxième partie du chapitre, et l'influence des facteurs environnementaux et de la condition de chargement ont été aussi étudiés selon les travaux existants dans la littérature. La troisième partie présente la technique d'émission acoustique et son application sur la détection de l'endommagement dans les composites. Les méthodes de classification des endommagements en se basant sur la reconnaissance de la forme des signaux EA sont aussi présentées dans cette partie. La dernière partie présente les différents algorithmes de localisation par EA qui existent dans la littérature. Ce chapitre se terminera par une conclusion.

## 2.1 Introduction aux matériaux composites tissés

### 2.1.1 Composites tissés 2D et 3D

Les matériaux composites tissés deviennent de plus en plus utilisés dans l'industrie grâce à leur facilité de conception et leur flexibilité de manipulation dans les structures complexes. Selon les préformes tissées, les matériaux composites peuvent être divisés en deux groupes principaux: les composites tissés 2D et les composites tissés 3D (Figure 2).

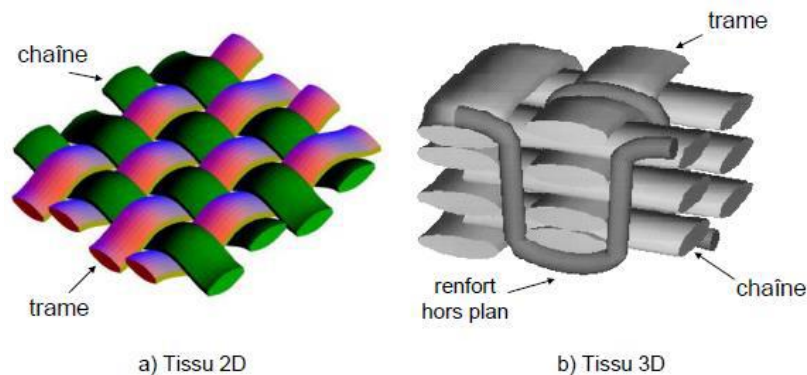


Figure 2 : Les différentes préformes tissées : a) Tissu 2D, b) Tissu 3D [3]

### 2.1.2 Catégorie du tissu 2D et les paramètres de définition

Dans le cas 2D, le tissu est formé d'un réseau de torons de *chaîne* et d'un réseau de toron de *trame* orientés à  $90^\circ$  l'un par rapport à l'autre (Figure 3), s'entrelaçant de façon périodique [4]. Les termes «*trame*» et «*chaîne*» sont employés pour distinguer les torons dans les différentes directions ( $90^\circ$  et  $0^\circ$ ). Les torons de trame sont normalement plus nombreux que ceux de chaîne.

Il existe plusieurs paramètres pour définir l'armure du tissu, le nombre de paramètres dépendant de la complexité du tissu. Dans la thèse de *Grail* [4], il introduit trois paramètres pour caractériser l'armure d'un tissu (Figure 3): *le plan de tissage*, *les distances entre torons* et *le nombre de fibres dans les torons*. Ici, *le plan de tissage* donne à l'armure sa définition en traçant le parcours dans le tissu de chacun des torons les uns par rapport aux autres [4].

*La distance entre les torons* définit la densité de torons dans le plan de tissage. Dans le cas spécifique des tissus bidimensionnels (2D), la distance entre trames et la distance entre chaînes définit la densité des torons dans le plan de tissage du tissu. Si leur rapport n'est pas égal à 1, le tissu est dit « non équilibré ». *Le nombre de fibres dans les torons* définit le volume de fibres dans le tissu associé aux propriétés (diamètre et masse volumique) de la fibre.

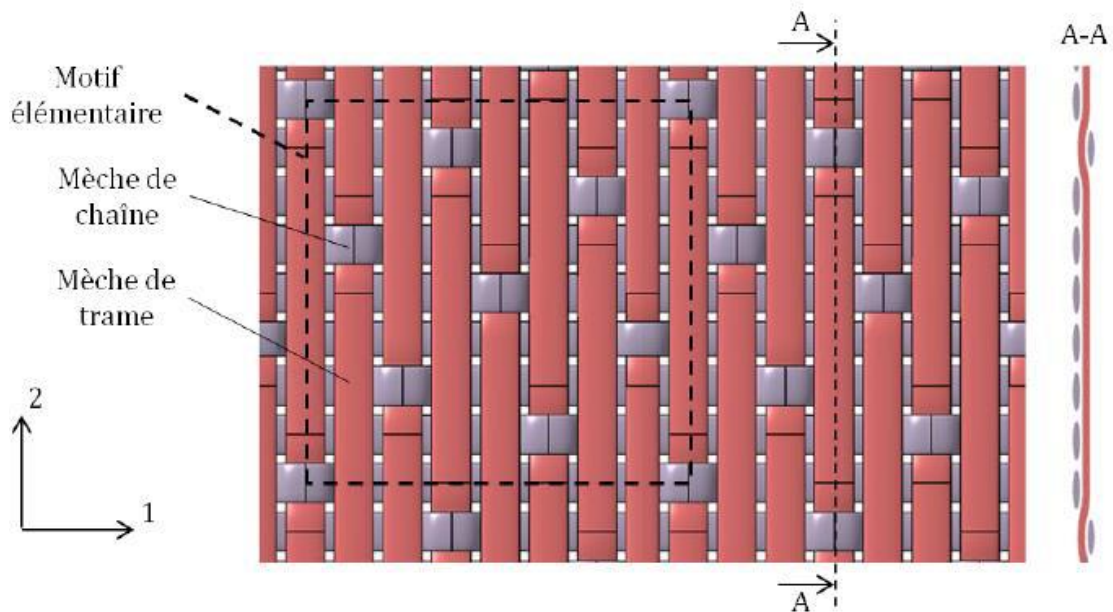


Figure 3 : Notation des différents torons dans un tissu 2D avec armure de satin de 8 [4]

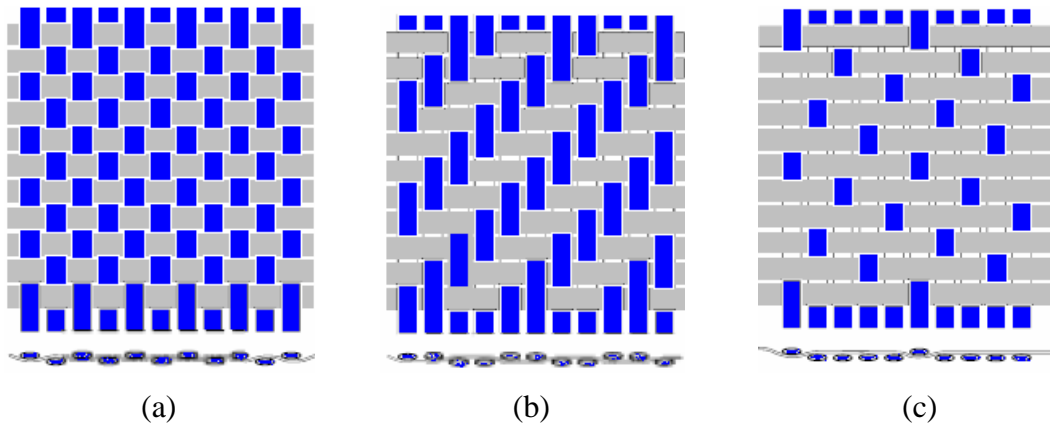


Figure 4 : Tissus 2D avec différent armures: (a) Taffetas, (b) Sergé de 2, (c) Satin de 5 [4]

### 2.1.3 Ondulation des torons

L'un des points différenciant grandement les composites tissés des composites unidirectionnels est l'ondulation du toron. L'ondulation d'un toron correspond au désalignement de son chemin par rapport au plan du renfort. Le facteur d'ondulation, est présenté par l'équation (1):

$$\text{Facteur d'ondulation} = \frac{L}{L_0} \quad (1)$$

Ce facteur se définit comme le rapport entre la longueur réelle ( $L$ ) d'un toron non déformé et la longueur  $L_0$  qu'il occupe dans le tissu (Figure 5). Selon Grail [4], l'ondulation des torons est un facteur capital dans l'étude du comportement mécanique des composites tissés. Le facteur d'ondulation peut influencer fortement la répartition de contraintes et de déformation au sein du matériau. C'est l'un des enjeux les plus importants dans la conception des composites tissés.

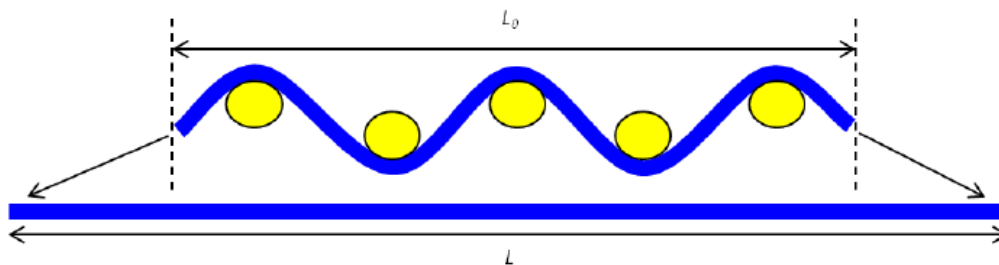


Figure 5: Ondulation d'un toron :  $L$  est la longueur réel du toron et  $L_0$  est longueur du toron dans le tissu [4]

## 2.1.4 Avantages et inconvénients des composites tissés par rapport aux unidirectionnelles

### Avantages

- Une meilleure tolérance aux dommages. Les composites tissés ont une bonne tenue mécanique lorsqu'il y a des entailles ou des trous dans les matériaux. *Marcin* [3] et *Cox et al.*[5] ont montré dans leur travaux que les composites tissés 3D sont très peu sensibles à la présence d'une entaille grâce à leur architecture de préforme.
- Une meilleure tenue aux sollicitations hors-plan et aux impacts, surtout pour les composites tissés 3D.
- La simplicité de réalisation d'architectures complexes en un nombre d'opérations limitées. Grâce au *savoir-faire* de l'industrie textile, on peut concevoir des préformes directement à la forme de l'objet final. Ceci permet de réduire la main d'œuvre et aussi permet de diminuer les jonctions dans les structures.

### Inconvénients

- En les comparant avec des composites unidirectionnels ayant la même fraction volumique, les composites tissés ont des propriétés élastiques planes moins élevées (Figure 6). Ce phénomène est causé par la distorsion des torons dans l'armure [6] (Figure 7).
- Les composites tissés se confrontent à l'utilisation quasi systématique de composite quasi-isotropes dans les structures aéronautiques. Selon *Marcin*[3], contrairement aux composites unidirectionnels qui peuvent réaliser des empilements de stratifiés avec un comportement mécanique quasi-isotropes (par exemple:  $[0/90/\pm 45]$ ), les composites tissés n'ont pas d'usage dans ce cas-ci.

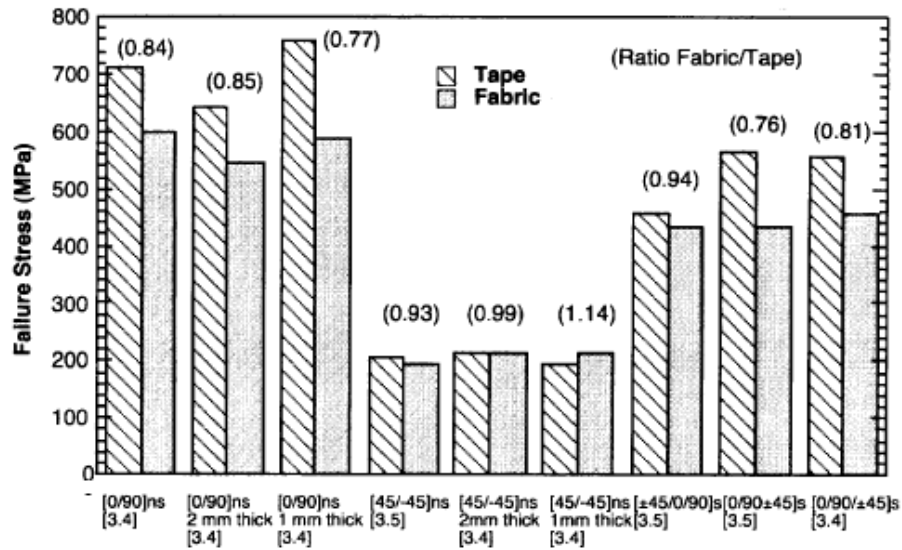


Figure 6: Comparaison des contraintes ultimes entre les composites tissés (satin de 5) et les composites unidirectionnels [6]

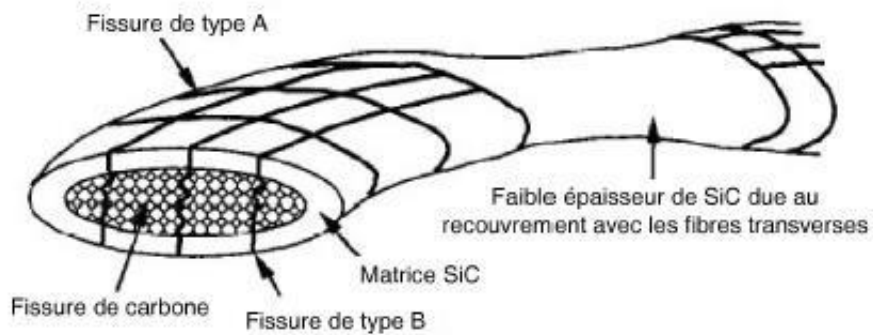


Figure 7: Distorsion du toron dans les composites tissés [7]



## 2.2 Comportement mécanique des composites tissés en statique

### 2.2.1 Tension

Dans le cas des tissus 2D, le plan de tissage est formé par deux mèches perpendiculaires appelées «*chaîne*» et «*trame*». Comme il a déjà été mentionné, les composites tissés sont considérés comme équilibrés lorsque les mèches de chaîne et les mèches de trame contiennent le même nombre moyen de fibres. Dans les sens du renfort, malgré que le comportement des composites tissés soit un peu différent entre les tissus des constituants différents, il est généralement considéré comme linéaire.

Selon l'étude de *Hochard* [8] sur un stratifié à base de renfort tissé équilibré (carbone\époxy) sous sollicitation quasi-statique, le comportement dans les deux sens de renfort est linéaire élastique (Figure 8-(a)). Il a indiqué que la présence des petites fissures matricielles dans les mèches de fibre n'influencent peu la rigidité globale du stratifié. Par contre, *Osada* [9] a observé un «*knee-point*» sur la courbe de contrainte-déformation pour les composites tissés de fibre de verre (Figure 8-(b)). Le comportement est linéaire élastique jusqu'au point d'inflexion (*knee-point*) de la courbe. Ce phénomène est causé par la présence de microfissures transversales qui affectent la rigidité globale de ces composites.

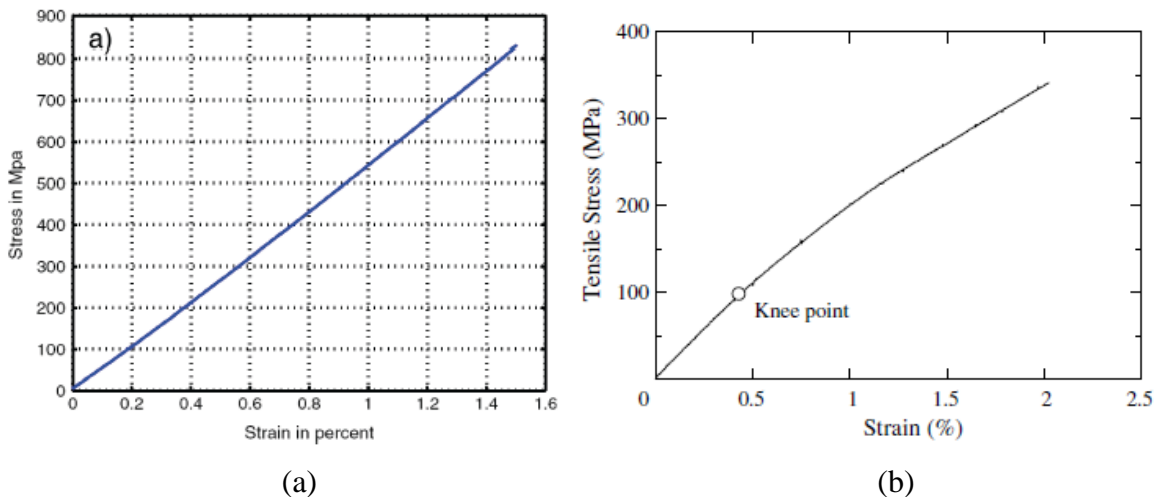


Figure 8: Comportement mécanique des composites tissés 2D en tension, dans le sens des renforts: (a) CFRP, (b) GFRP [8] [9]

Selon la conclusion de *Rouault* [16], comme les fibres de carbone sont plus rigides que les fibres de verre, la fissuration de la matrice affecte moins la rigidité globale du composite. Ce phénomène de dégradation de la résine semble en faveur d'une baisse de rigidité pour les renforts en fibre de verre, mais pas forcément pour les renforts en fibre de carbone. Alors, en cas général, le phénomène de «*knee-point*» est moins marqué dans le cas des composites en fibre de carbone.

En plus, selon *Osada* [9], la position du «*knee-point*» dépend aussi des types d'armure des tissus. En général, le «*knee-point*» apparaît plus tôt dans les tissus avec l'armure de taffetas que pour ceux avec l'armure de satin, c.à.d. que la rigidité des stratifiés avec tissu taffetas diminue plus rapidement que celle d'un tissu satin (Figure 9).

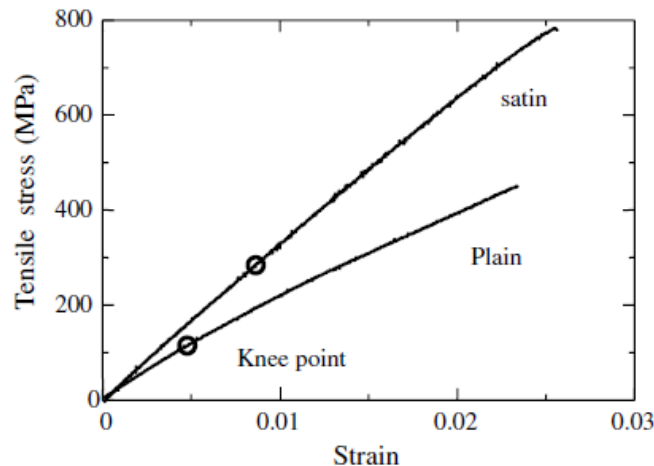


Figure 9: Comportement mécanique des composites tissés 2D avec l'armure de satin et de taffetas (fibre de verre, traction dans le sens de renfort) [9]

Dans le cas de la traction hors-axe ou du cisaillement pur, les composites tissés 2D présentent un comportement mécanique fortement non-linéaire avec déformation résiduelle. *Hochard* [8] a observé une réduction du module de cisaillement et une déformation inélastique dans les composites tissés en cisaillement pur (Figure 10). Il a expliqué que la réduction du module de cisaillement est généralement introduite par la dégradation entre fibres et résine, et les microfissurations dans les torons de «trame» et «chaîne». Par contre, le phénomène de déformation inélastique est plutôt causé par les glissements et frottements entre les fibres et la matrice.

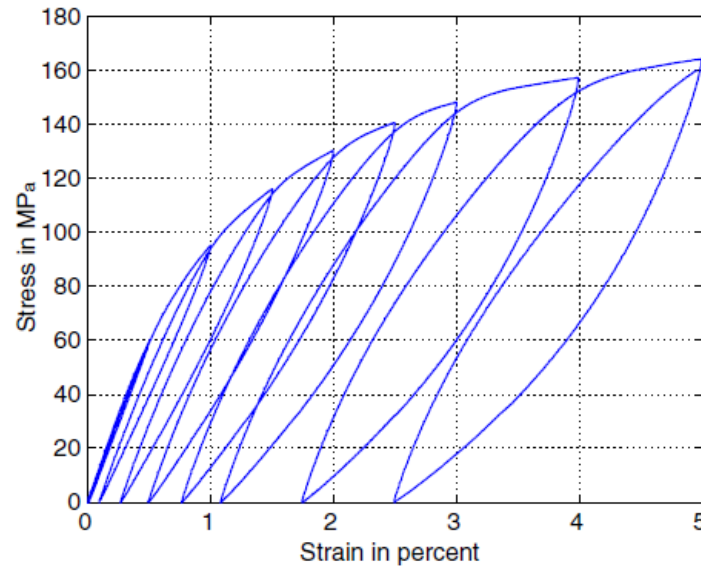


Figure 10: Comportement mécanique d'un composite tissé 2D de CFRP: traction hors-axe (Cisaillement) [8]

### 2.2.2 Compression

La contrainte de compression est souvent un facteur limitant dans la conception des composites avec fibres longues. Les essais de compression sont plus difficiles à réaliser. La contrainte critique en compression dépend fortement de la façon dont la charge appliquée est transmise et des modes de défaillance comme le flambage, le glissement, ou le «*fibre shear kink*». Néanmoins, de nombreux travaux se sont concentrés sur le comportement des composites tissés en compression statique. *Zou et al.*[10] ont étudié le comportement en statique d'un composite tissé (taffetas) à base de fibres de verre dans les deux sens de renfort ( $0^\circ$  et  $90^\circ$ ) en compression et en tension. Pour le cas de sollicitation en compression dans le sens  $90^\circ$  (longitudinal), la courbe contrainte-déformation (longitudinale) se présente comme étant linéaire et l'effet de «*knee*» n'est pas observé. Par contre, une non linéarité a été observée sur le comportement transversal (Figure 11- (b)). En plus, comparé avec le comportement en tension, *Zou et al.* [10] et *N.A.Fleck et al.* [12] ont remarqué que les modules d'Young en compression sont légèrement plus grands que ceux en tension, mais les contraintes de rupture ultimes sont plus grandes en cas de tension que celles en compression.

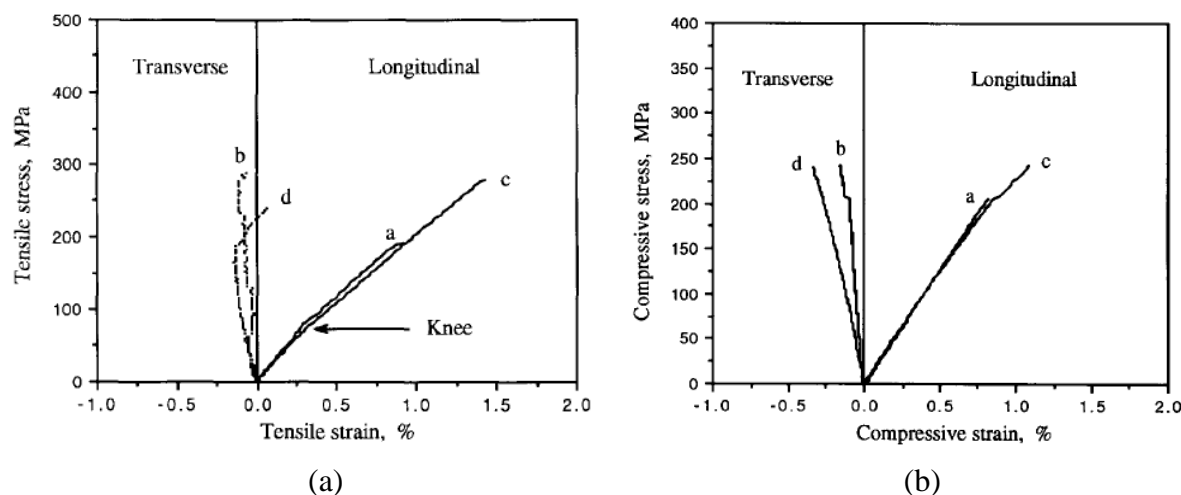


Figure 11: Courbes de contrainte-déformation : (a) en tension, (b) en compression dans le sens  $90^\circ$  (composites tissés en fibre de verre, avec armure taffetas) [10]

Les endommagements dans les composites tissés sont divers. En se référant aux travaux existants, on peut conclure que les principaux endommagements pour les composites tissés en compression sont: micro-flambage ou «*kink band formation*» ainsi que la délamination intra-ply et inter-ply. *N.A.Fleck et al.* [12] ont trouvé que l'endommagement dominant pour les composites tissés 2D et 3D en compression est le micro-flambage. *De Carvalho et al.* [13] ont remarqué que, pour les composites tissés, les initiations de fissures se trouvent toujours dans la zone de l'intersection (nœud) des deux torons de renfort (trame et chaîne) (Figure 12), et que l'architecture du tissu peut aussi influencer la position d'initiation dans la zone d'intersection (Figure 13).

Les mécanismes d'endommagement en compression sont aussi influencés par l'ordre d'empilement des couches. *De Carvalho et al.* [13] ont indiqué que l'interaction entre les torons de renfort longitudinaux (trames) sous compression varie selon l'ordre d'empilement des couches (empilement séquentiel ou au hasard) (Figure 15), ce qui affecte fortement la morphologie d'endommagement finale. La Figure 14 présente les différentes morphologies d'endommagement des composites tissés avec l'empilement séquentiel et avec l'empilement au hasard. On peut remarquer que, en cas d'empilement séquentiel, la fissure se propage par délamination entre les torons de fibre et la matrice. Par contre, pour celui avec l'empilement au hasard, les fissurations se propagent surtout par les fissures transversales dans les torons et les «*kink band*».

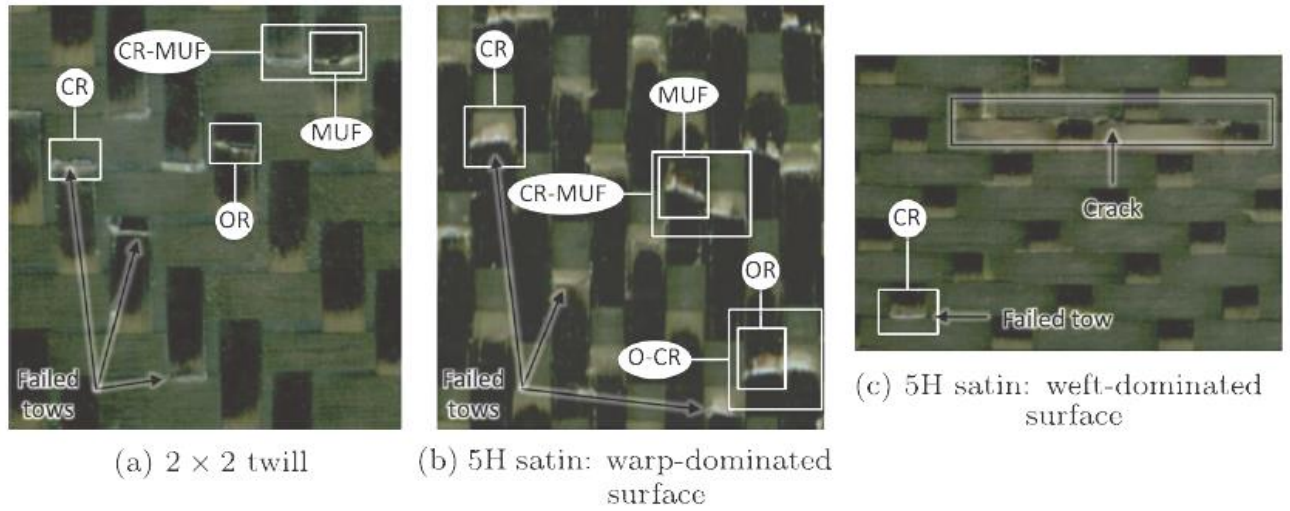


Figure 12: Morphologie d'initiation de la fissuration dans les différents tissus. Ici, «CR (crimp region)», «MUF (middle of the Upper Float)», «OR (other region)» présentent des régions d'initiation différentes [13]

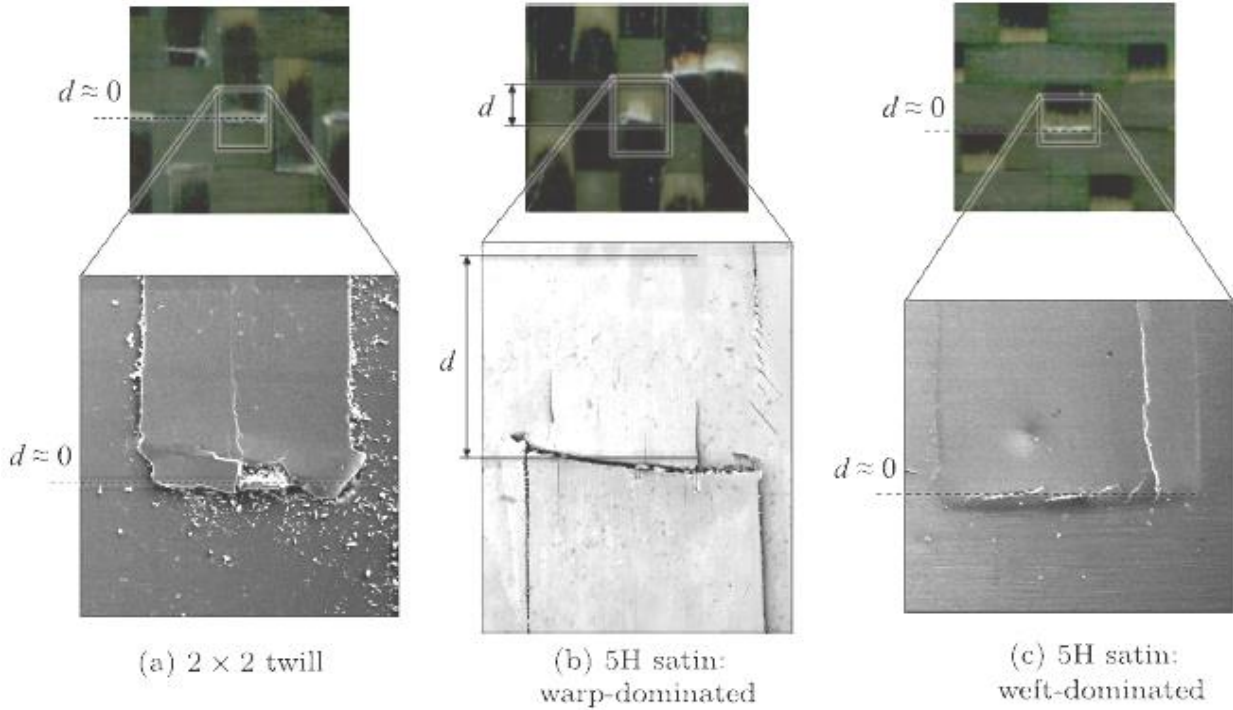


Figure 13: Position d'initiation de la fissuration dans des composites tissés 2D avec différentes architectures. Le  $d$  représente la distance entre le centre d'intersection des torons et la position de la fissuration [13]



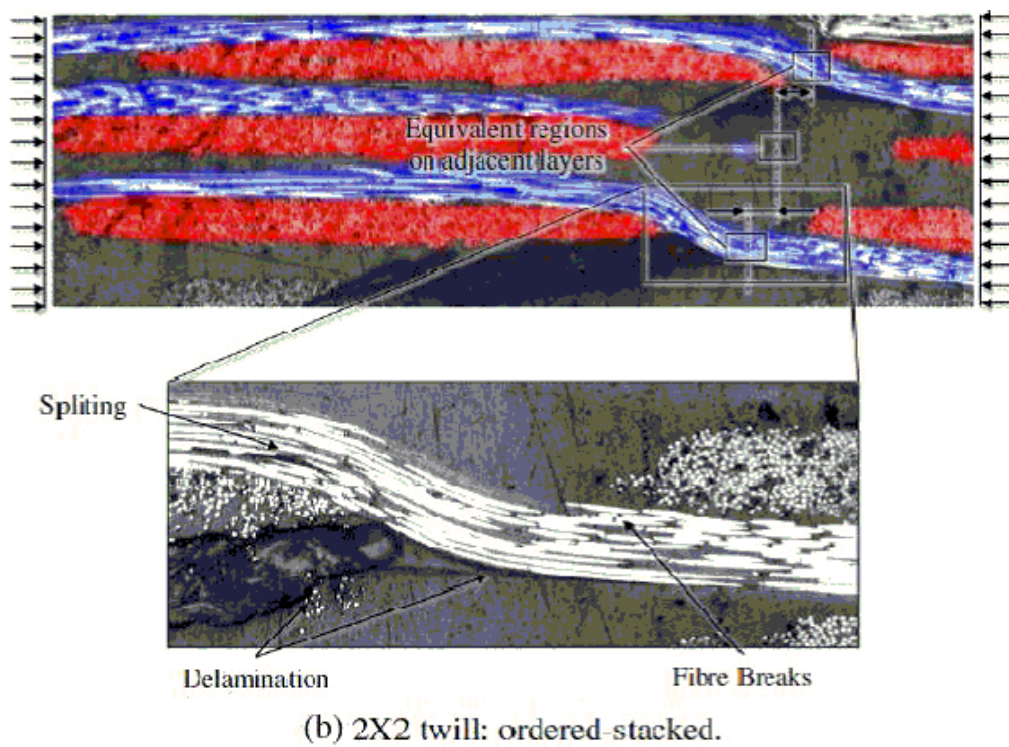
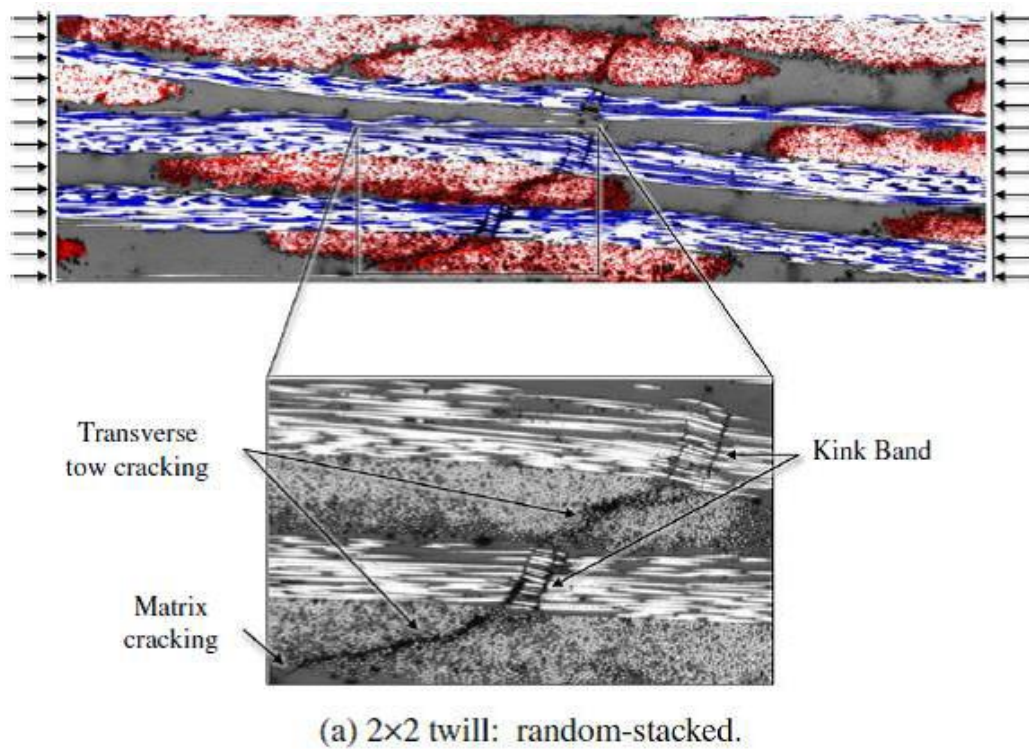


Figure 14: Morphologie d'endommagement des deux composites tissés avec: (a) l'empilement au hasard et (b) l'empilement séquentiel [13]

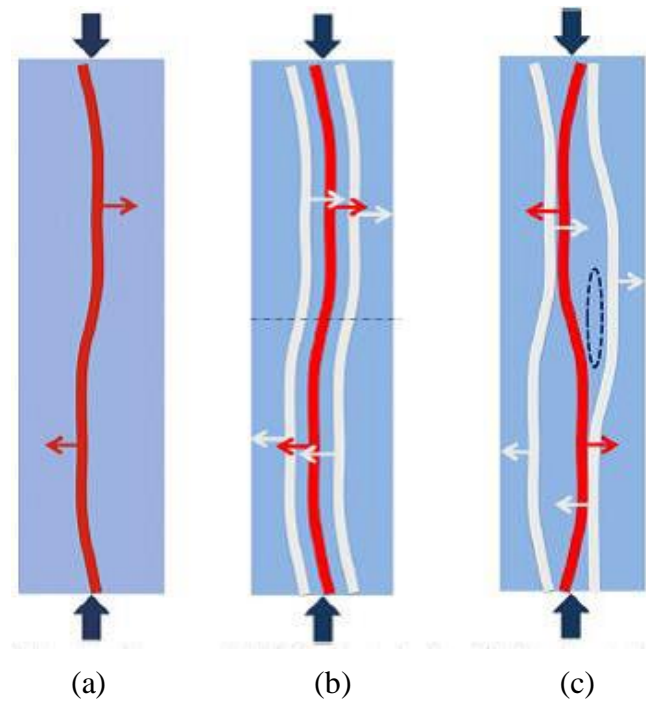


Figure 15: Interaction entre les torons de renfort (trames) sous compression pour les empilements différents: (a) toron seul, (b) en séquentiel, (c) au hasard [13]

### 2.2.3 Flexion

Le chargement hors-plan génère des concentrations de contraintes et des déformations qui entraînent des modes d'endommagement complexes dus à l'hétérogénéité et l'anisotropie des composites tissés. Selon les recherches dans la littérature, trois types de contraintes différentes se présentent lorsque des composites subissent les chargements en flexion : le cisaillement entre les plis, la contrainte de tension dans les plis inférieurs et la contrainte de compression dans les plis supérieurs. Sur la courbe contrainte-déformation, le comportement des composites en flexion présente une linéarité ainsi qu'une non-linéarité dépendante de l'armure des tissus. Selon *Yang* [14], les composites 3D ont plutôt un comportement linéaire tandis que ceux en 2D présentent un effet «*knee*» (non-linéarité).

En termes de contraintes maximales, *Aucher* [17] a remarqué que les contraintes ultimes du stratifié en flexion étaient supérieures à celles en compression et inférieures à celles en traction. Par contre, *Ullah et al* [15] ont trouvé que les contraintes ultimes dans les deux directions de renfort en flexion sont plus grandes que celles en tension et en compression (tableau 1). En plus, les auteurs ont introduit la probabilité de la présence des défauts initiaux dans les stratifiés pour expliquer ce phénomène. Ils ont indiqué que, en cas de flexion, les contraintes maximales se trouvent toujours dans les couches en tension dans le stratifié. Par contre, en cas de chargement de tension, toutes les couches dans le stratifié sont considérées comme les couches critiques, puisque ils subissent une même valeur de contrainte maximale. Alors, la probabilité de la présence du défaut dans les couches critiques (couches qui subissent la contrainte maximale) dans le cas avec chargement de flexion est moins grande par rapport au cas sous chargement de tension [15].

Tableau 1: Comparaison des contraintes ultimes dans les 3 cas de chargement: tension, compression et flexion pour les composites tissés (tissu sergé) [15]

Comparison of mechanical strength properties of woven CFRP in tension, compression and flexure.

Property	$X_t$ (MPa)	$Y_t$ (MPa)	$S_{12}$ (MPa)	$X_c$ (MPa)	$Y_c$ (MPa)
Tensile/ compressive	905	813	120	684	662
Flexural	993	885	–	–	–



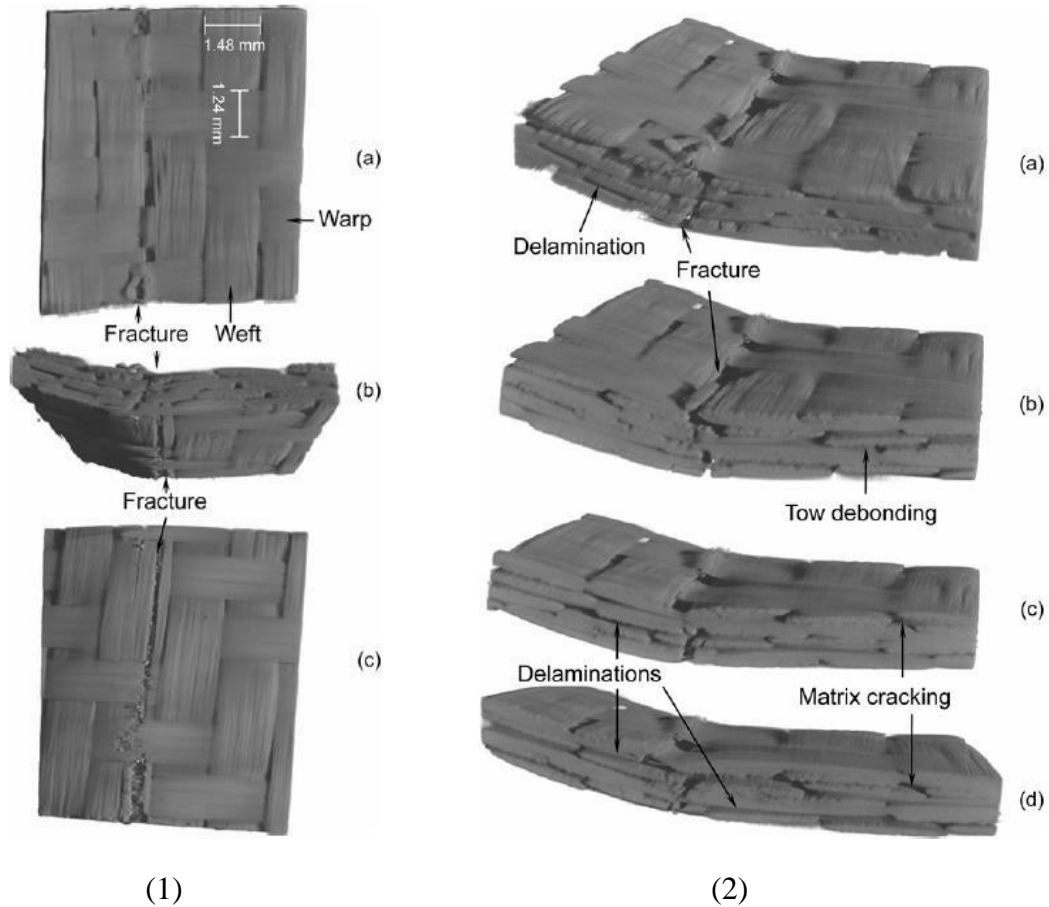


Figure 16: (1) Les endommagements transversaux, essai de flexion, composites tissés de GFRP (sergé). (2) Faciès de l'endommagement en fonction de la profondeur (largeur): (a) bord, (b) 25%, (c) 50%, (d) 75% [15]

L'endommagement des composites tissés soumis à un chargement en flexion apparaît sous forme de microfissuration de la matrice, ainsi que de délaminage inter-plis et de rupture des fibres. En général, les fissurations de matrice s'initient et se développent dans la zone d'intersection des torons et les régions riches en matrice. Les fissurations de matrice induisent des délaminages et des décollements entre toron et matrice. Dans les régions riches en fibres, les endommagements se présentent généralement par la décohésion à la surface de contact entre les fibres et la matrice [15]. La rupture finale intervient par rupture des torons perpendiculaires à la direction de chargement. La rupture des torons dans ce cas-ci est représentée par les ruptures des fibres dans les torons.

## 2.3 Comportement mécanique des composites tissés en fatigue

### 2.3.1 Tension-Tension

Les matériaux composites, particulièrement ceux à base de fibres de carbone, ont d'excellentes propriétés de tenue en fatigue. Comparés aux matériaux métalliques, les composites présentent une limite d'endurance rapportée à la résistance en traction quasi statique plus élevée et une pente plus faible sur la courbe de durée de vie (courbe S-N) [16]. Les recherches sur la fatigue des composites s'intéressent essentiellement à l'évolution de la rigidité au cours du temps, à la dégradation des propriétés du matériau, et à la résistance résiduelle après fatigue.

Le comportement mécanique des composites tissés en fatigue peut aussi être différent par rapport à celui des composites unidirectionnels selon les empilements et la configuration des tissus. La Figure 17 présente les courbes S-N des composites unidirectionnels et composites tissés pour différents empilements. Sur la Figure 17-(a), un décalage important est observé entre le composite tissé avec un empilement de  $[0/90/90/0]_s$  et celui unidirectionnel. Dans ce cas-ci, les composites tissés présentent une dégradation plus rapide que celle du composite unidirectionnel [2]. Par contre, ce phénomène est moins observé dans le cas d'un empilement  $[0/90/+45/-45]_s$  (Figure 17-(b)), les allures de la dégradation du tissé et de l'unidirectionnel sont très similaires.

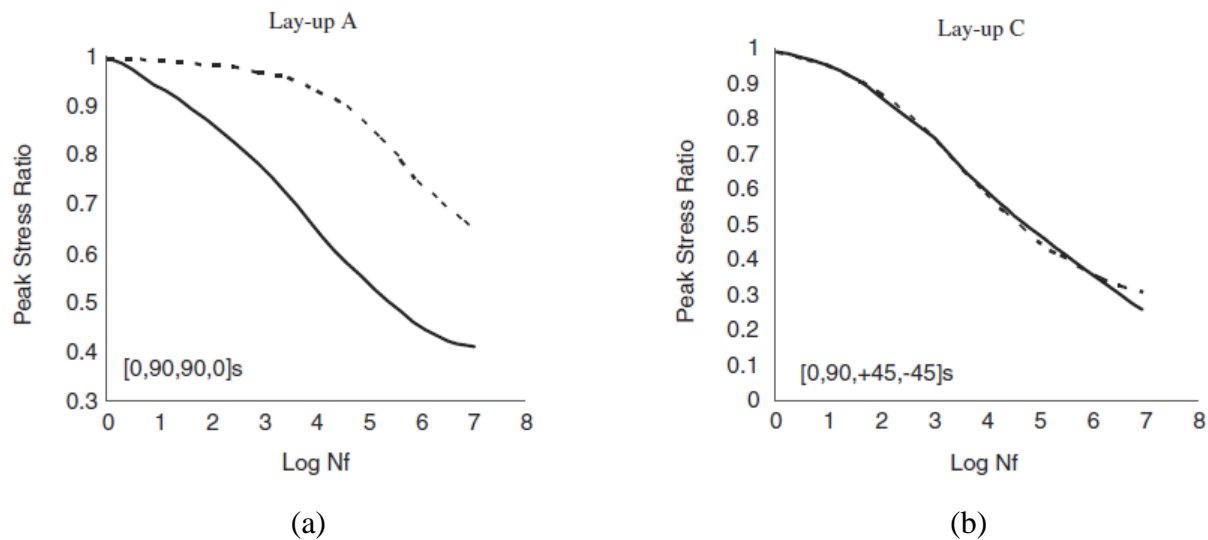


Figure 17: Comparaison de la courbe S-N entre les composites unidirectionnels (courbe pointillée) et tissés (courbe solide) pour différents empilements [2]

Typiquement, la durée de vie en fatigue des composites tissés est composée de trois phases: la phase initiale, la phase intermédiaire et la phase finale (Figure 18) [16] [2] [18]. Durant la première phase, le rapport de rigidité ( $E/E_0$ ) décroît rapidement en fonction du nombre de cycles (ou pourcentage de durée de vie). En se référant à la littérature, cette phase s'étend sur une durée de 10% à 20% de la durée de vie. Durant la deuxième phase, le rapport de rigidité se stabilise et décroît lentement durant un long intervalle de durée de vie. Une accumulation progressive des endommagements se présente dans cette phase. La dernière phase est normalement très brève, et parfois n'existe pas pour des contraintes cycliques élevées. Dans cette étape, le module diminue fortement jusqu'à la rupture.

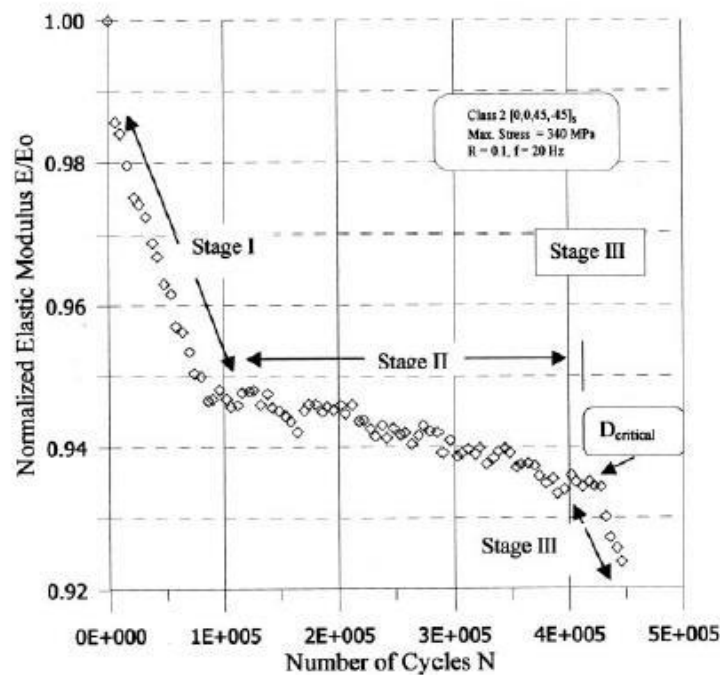


Figure 18: Dégradation du rapport de rigidité  $E/E_0$  des composites tissés en fibre de carbone en fatigue soumis à chargement de tension-tension [18]

La durée de vie en fatigue des composites est influencée considérablement par plusieurs facteurs: température, humidité, type de sollicitation, etc. *M.Kawai et al.*[19] ont présenté une étude de l'influence de l'humidité sur la durée de vie en fatigue des composites tissés sous des sollicitations différentes. Ils ont remarqué que, pour une contrainte fixe, les échantillons tissés en condition humide présentent une durée de vie plus courte que ceux en condition sèche. En

plus, en condition humide, il y a une réduction de contrainte maximale de 11% qui est causé par l'absorption d'eau (Figure 19).

La température aussi joue un rôle considérable sur le comportement et la durée de vie en fatigue des composites tissés. Il est remarqué que la durée de vie en fatigue des composites tissés diminue en augmentant la température d'essai. Selon les études de *R. Khan et al.*[18], pour une même contrainte (380 MPa), une réduction d'ordre de 2 sur la vie en fatigue a été observée à une température de 100°C comparée à la température ambiante et une réduction d'ordre 3 comparée à celle à -20°C (Figure 20). Selon les auteurs, cette diminution de la tenue en fatigue des composites à haute température peut être causée par la carbonisation et la désintégration de la matrice [18]. Par contre, une température basse peut augmenter l'adhésion entre les fibres et la matrice dans les torons, ceci permet de renforcer la rigidité du composite et améliorer la tenue en fatigue. La Figure 21 présente la fractographie des deux différents cas qui met en évidence ce phénomène. On peut voir que la carbonisation de la matrice dans les composites qui ont été exposés sous une température de 100 °C.

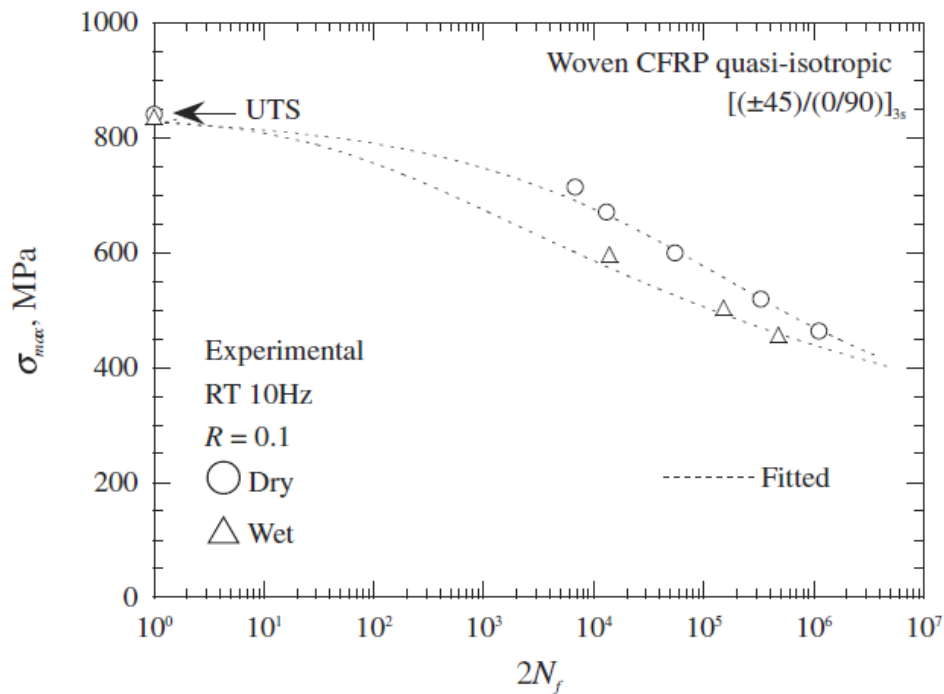


Figure 19: Comparaison des courbes S-N en condition humide et sec à température ambiante, composites tissés [19]

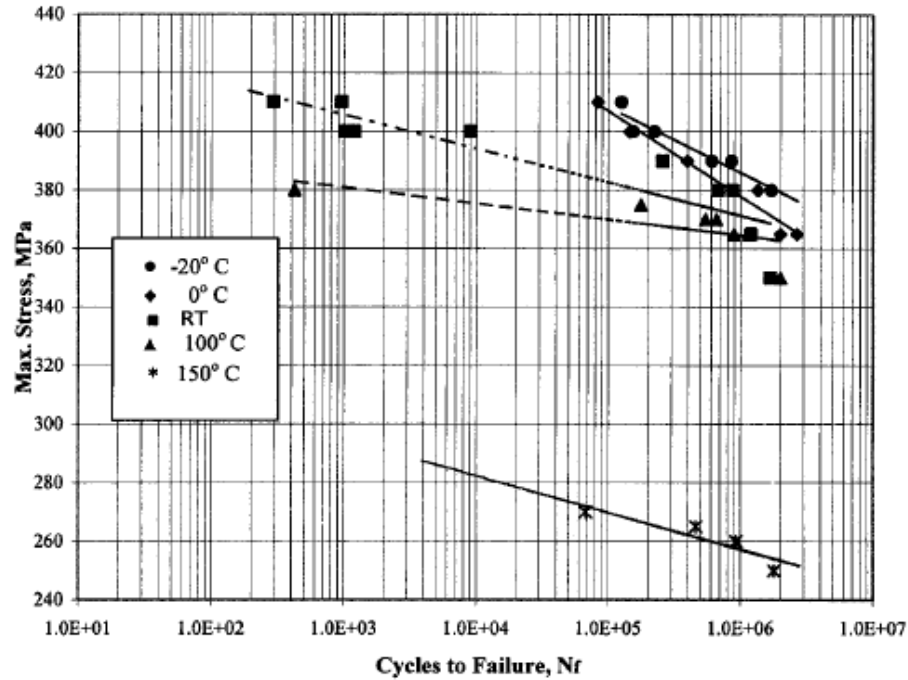
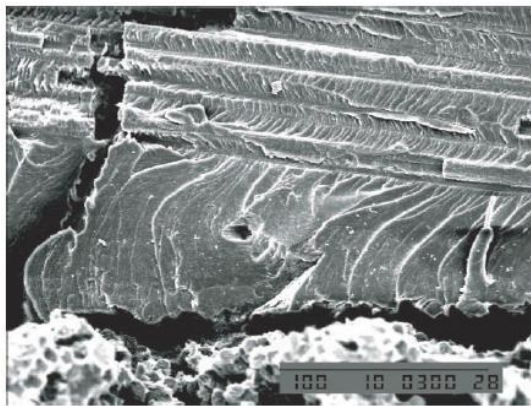


Figure 20: Comparaison des courbes S-N pour composites tissés en fibre de carbone à différentes températures (essai de fatigue en tension-tension) [18]



(a)



(b)

Figure 21: Microphotographies SEM des ruptures de fatigue dans un composite exposé aux différentes températures: (a) -20°C et (b) 100°C [18]

La fréquence utilisée durant les essais de fatigue est un paramètre qui influence fortement le comportement des composites. Puisque les composites sont de plus en plus introduits dans l'industrie aéronautique, ils subissent généralement un chargement ayant un spectre de fréquence vaste allant de quelques Hertz jusqu'à quelques milliers de Hertz. Du fait de la

nature viscoélastique de la matrice dans les composites, il a été trouvé que l'augmentation de la fréquence de chargement implique une augmentation de la durée de vie en fatigue, à condition que l'augmentation de la température interne du composite soit négligeable [20]. Par contre, pour des charges appliquées aux fréquences élevées, lorsque la température interne des composites augmente significativement, le taux d'endommagement micro-structural dans les torons s'accélère, et ce que entraîne une diminution de la durée de vie en fatigue.

Ce mécanisme de dégradation est confirmé par *Shuler et al.*[21], qui ont présenté une étude sur l'effet de la fréquence de chargement sur la durée de vie en fatigue pour des composites tissés du type fibre de carbone à matrice céramique (Cf/SiC). Il est remarqué que la durée de vie a beaucoup diminuée pour une fréquence de 50 Hz par rapport aux fréquences 1 Hz et 10 Hz (Figure 22). Le module de Young diminue aussi plus rapidement à la fréquence de 50 Hz (Figure 23-(a)). Une augmentation significative de la température à la surface des échantillons pendant l'essai de 50Hz a aussi été observée (Figure 23-(b)). En plus, les auteurs ont observé, à 50 Hz, un mécanisme d'endommagement différent par rapport à ceux à 1 Hz et 10 Hz. L'endommagement a exposé beaucoup plus de délaminage inter-couche sous chargement à 50Hz.

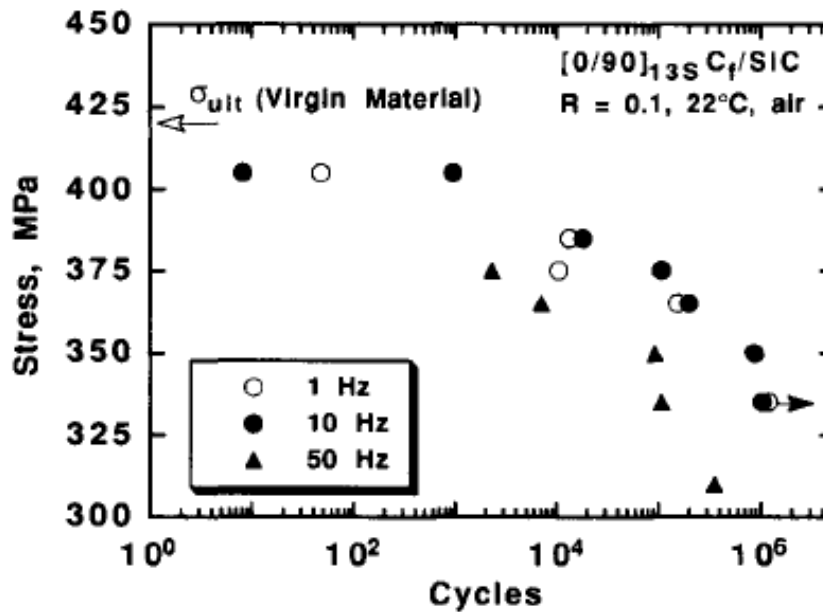


Figure 22: Courbe S-N pour des composites tissés Cf/SiC sous des charges en tension-tension avec fréquences différentes: 1 Hz, 10 Hz et 50 Hz [21]

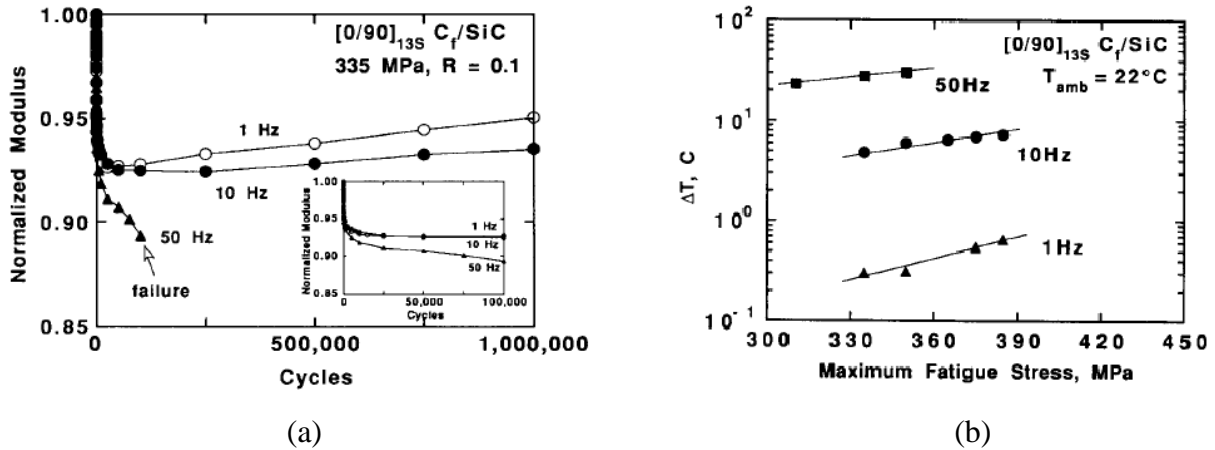


Figure 23: Dégradation du module d'Young et augmentation de la température des composites tissés, sous des charges en tension-tension avec fréquences différentes [21]

En terme d'endommagement, les composites présentent un mode d'endommagement global sur tout l'échantillon en fatigue. Généralement, la propagation des endommagements est corrélée à l'évolution du module élastique tout au long de la durée de vie en fatigue des composites tissés (Figure 24). Pour l'étape initiale, des décollements fibre/matrice interviennent rapidement dans les torons transverses et déclenchent des fissurations de la matrice qui sont responsables de la diminution de la rigidité. Durant la phase intermédiaire, ces fissures progressent lentement et finissent par se propager sous forme de délaminage macroscopique (méta-délaminages) au niveau des zones de tissage. Aussi, des fissures longitudinales supplémentaires peuvent être observées dans cette phase. Durant la dernière phase, un changement du mode d'endommagement se produit, les premières ruptures de fibres conduisent à des ruptures complètes du toron de fibre [15] [20].

Plusieurs auteurs ont conclu que l'endommagement en fatigue des tissus est spécifiquement lié au motif de tissage. La position des fissures dans les mèches transverses diffère selon la nature des constituants, de leur teneur ou de la forme des mèches qui induit une répartition des contraintes propres à leur géométrie [15]. Cependant, certaines études se sont focalisées sur la relation entre la diminution de rigidité et la rupture en fatigue. *Kawai* [19] a étudié l'influence du délaminage sur la rupture des fibres en fatigue. Dans ses essais de fatigue appliqués sur des stratifiés de 9 plis de tissu taffetas (carbone/époxy), il a observé que certaines des éprouvettes qui ont présenté du délaminage montrent plus d'endurance que celles qui n'ont pas généré ce

type d'endommagement. Il conclut que le délaminage peut diminuer les concentrations de contraintes et retarder la rupture des fibres en fatigue dans certain cas.

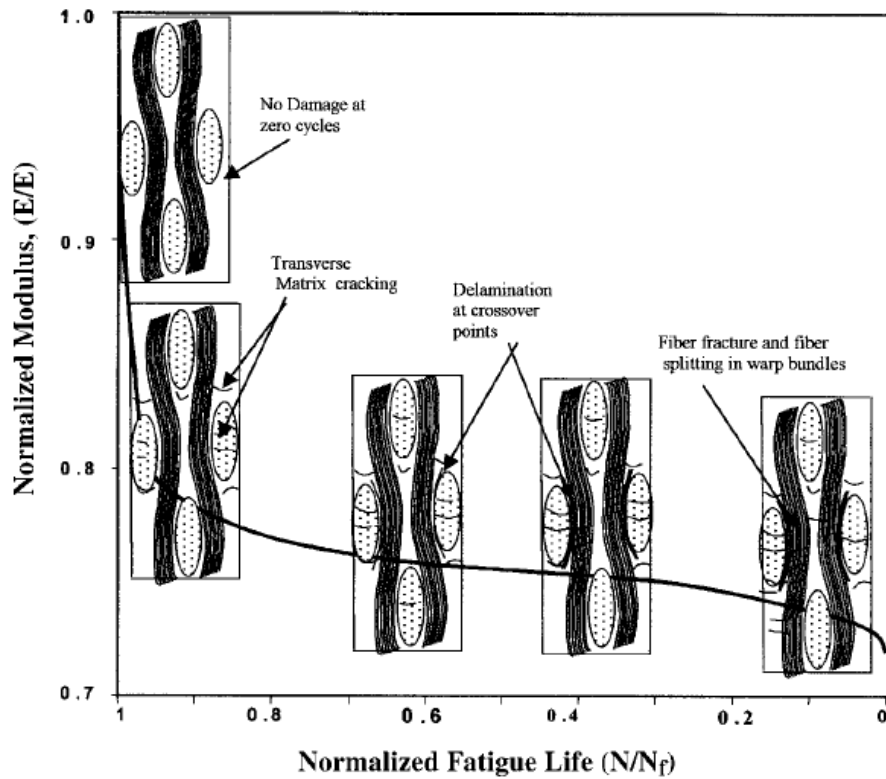


Figure 24: Développement des endommagements dans un composite tissé avec la dégradation de la rigidité, essai de fatigue en tension-tension [18]

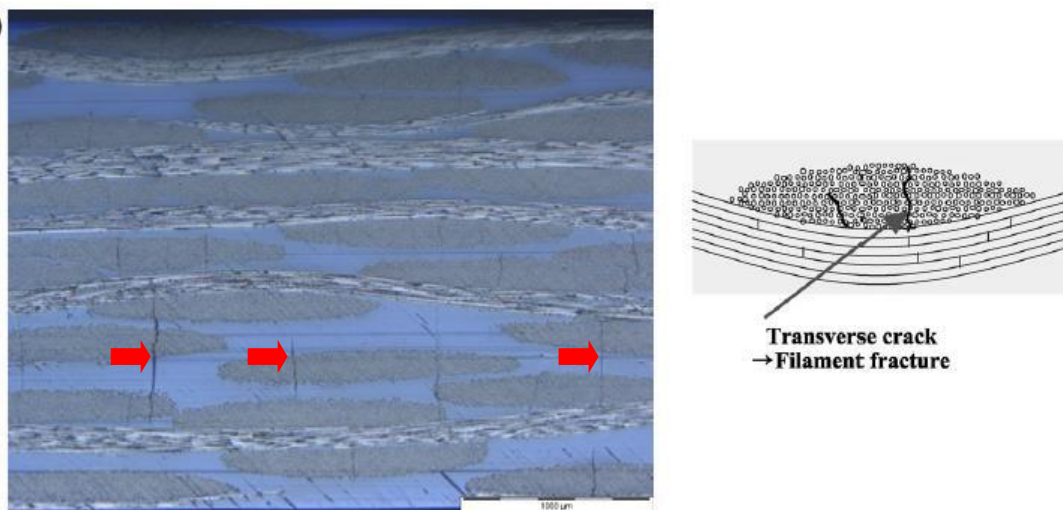


Figure 25: Fissures transversales dans les torons de fibre en fatigue, tension-tension [9] [22]



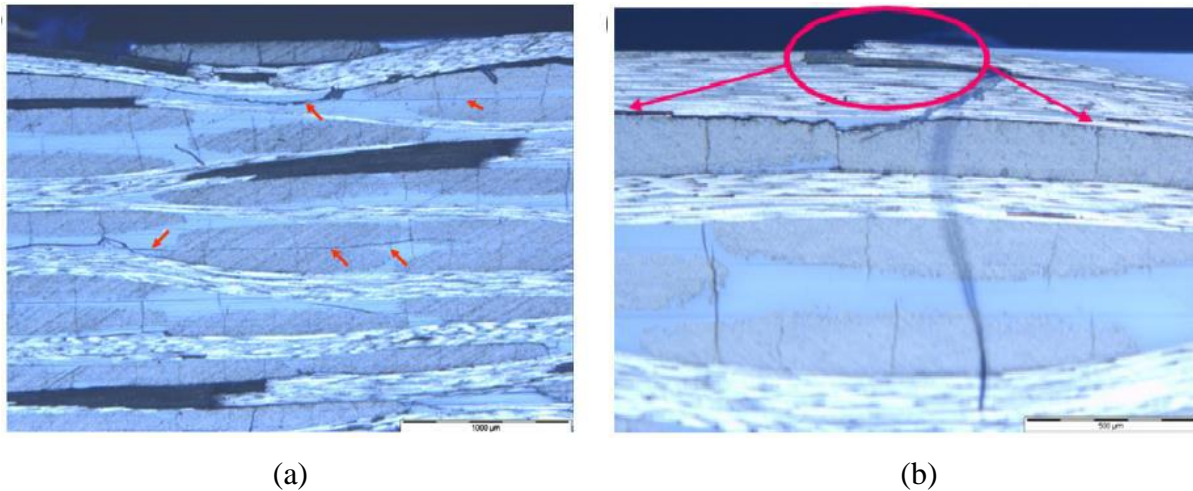


Figure 26: (a) Délaminage inter-plis, (b) Méta-délaminage et rupture des fibres [22]

### 2.3.2 Compression - Compression

L'étude de la fatigue sous un chargement en compression-compression (C-C) est plus difficile que celle sous tension-tension. Comme il est déjà mentionné dans la partie statique, la contrainte critique en compression dépend fortement de la façon dont la charge appliquée est transmise et des modes de défaillance comme le flambage, le glissement, ou le «*fiber shear kink*». Pour la fatigue sous C-C, la performance des composites tissés est moins élevée que celle sous tension-tension (Figure 27). En plus, la prédiction de la durée de vie en fatigue et l'évaluation des mécanismes d'endommagement sont aussi plus complexes à cause des modes de défaillance.

La performance en fatigue des composites tissés sous C-C dépend fortement des facteurs comme: l'architecture du tissu, l'ondulation du toron, l'empilement des couches, la charge moyenne, les endommagements dans le matériau, les facteurs ambiants, etc. En ce qui concerne l'effet de l'architecture du tissu, les tissus 3D démontrent une meilleure tenue sur la direction hors-plan que les tissus 2D puisque le renfort hors plan peut augmenter la ténacité au délaminage et offre une suppression sur les endommagements dû à la compression. Par contre, l'introduction d'un renfort additionnel va également générer plus d'ondulation dans le stratifié et ceci peut diminuer les propriétés mécaniques dans les sens du renfort [23]. De la même

manière, la performance en fatigue des composites tissés sous sollicitation C-C est aussi influencée par l'humidité. Dans la Figure 28, on peut remarquer que la contrainte critique en compression des composites tissés humides est moins élevée que celle des composites secs. Selon l'observation de *Kawai et al* [19], cette réduction est causée par l'absorption d'eau.

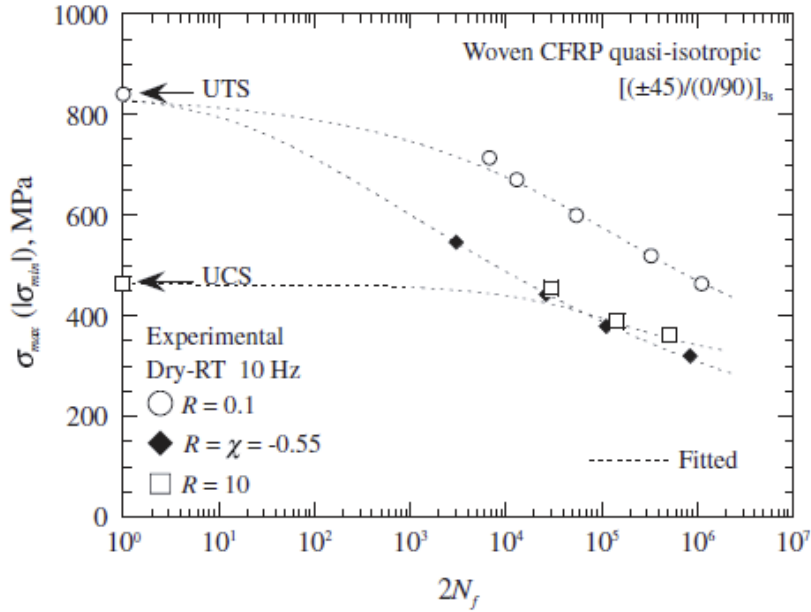


Figure 27: Comparaison des courbe S-N en tension-tension ( $R=0.1$ ) et en compression-compression ( $R=10$ ) [19]

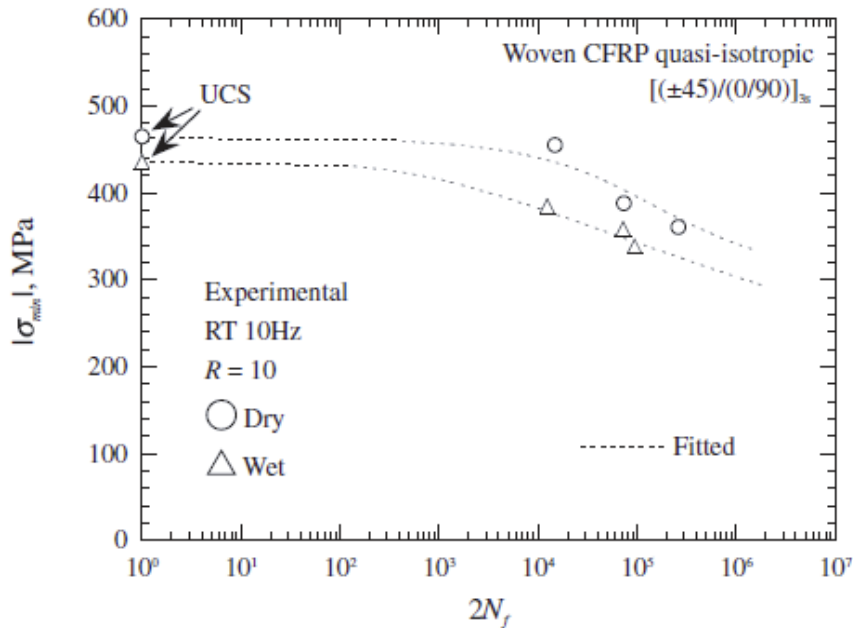


Figure 28: Comparaison des courbes S-N des essais sous condition humide et sèche (composites tissés, chargement en compression-compression avec  $R=10$ ) [19]

### 2.3.3 Flexion

Comme il est mentionné dans la partie de flexion en statique, les composites tissés offrent des bonnes propriétés hors-plan, surtout les composites tissés 3D, qui présentent une tenue encore plus élevée que celle des composites tissés 2D, puisque les torons dans la direction hors plan peuvent bloquer la propagation des délaminages inter couches. Dans la littérature, les travaux concernant la flexion en fatigue se concentrent plutôt sur les composites unidirectionnels et composites tissés 3D. Par contre, les recherches sur les composites tissés 2D sont limitées.

*Koricho et al.*[24] a étudié le comportement de fatigue sous flexion pour des composites tissés 2D (tissu de sergé, fibre de verre) sous différents niveaux de chargement. La Figure 29 présente les courbes de dégradation de la rigidité sur une échelle logarithmique. Le facteur RBM (*Relative Bending Moment*) représente le moment de flexion relatif qui peut caractériser la dégradation de la rigidité de l'échantillon (Équation (2)). Ici,  $M_n$  représente le moment en flexion au n ième cycles et  $M_1$  représente le moment en flexion au premier cycle.

$$RBM = \frac{M_n}{M_1} \quad (2)$$

Selon la conclusion de *Koricho et al.*[24], la vitesse de dégradation de la rigidité dépend fortement de la grandeur de la charge appliquée (en pourcentage de UFS-*Ultimate Flexural Strength*). Plus la charge est grande, plus la dégradation est significative. Pour une charge de 45% UFS, la dégradation de rigidité est moins évidente (Figure 29). En plus, en observant les courbes de dégradation, l'initiation de la dégradation se trouve dans l'intervalle allant de 100 à 1000 cycles [24].

La Figure 30 présente les différentes zones d'endommagement sur des échantillons soumis à différents niveaux de chargement. *Koricho et al.*[24] ont remarqué qu'en augmentant la charge de flexion, la durée de vie en fatigue diminue et la zone d'endommagement se réduit, alors la concentration de contraintes se présente. Par contre, pour les charges moins élevées, la zone d'endommagement s'agrandit et les contraintes se distribuent dans une zone plus large, la durée de vie en fatigue devient plus longue dans ce cas-ci. Les auteurs ont aussi conclu que la contrainte de tension (dans les couches situées dans la région inférieures de l'échantillon) qui

couvre une zone large est néfaste pour la performance de la fatigue en flexion, tandis que la contrainte compressive (dans les couches supérieures) est avantageuse [24] (Figure 30).

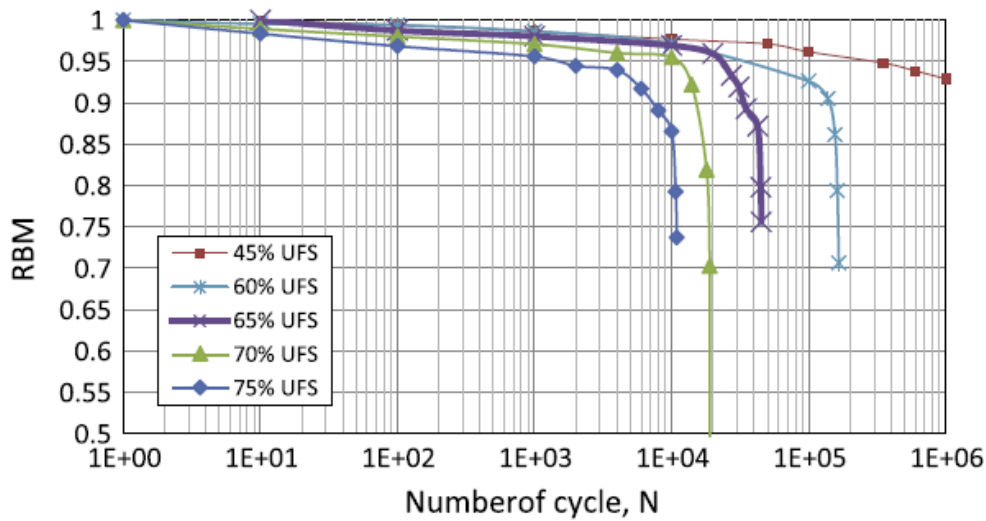


Figure 29: Courbe de la dégradation de la rigidité sous différents niveaux de charge (Échelle logarithmique, fatigue en flexion, composites tissés 2D) [24]

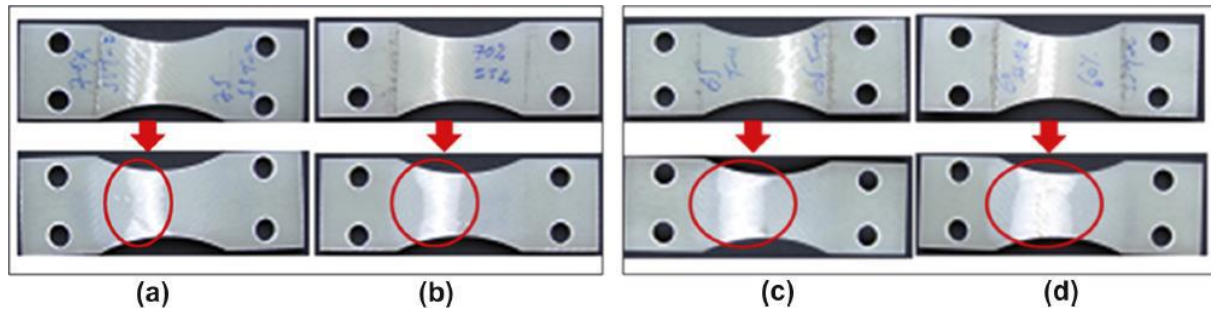


Figure 30: Zone d'endommagement de tension et de compression pour des différentes charges appliquées: (a) 75% de l'UFS, (b) 70% de l'UFS, (c) 65% de l'UFS, (d) 60% de l'UFS. [24]

Selon la conclusion de *Koricho et al.*[24], la durée de vie en fatigue en flexion des composites tissés 2D peut être aussi divisée en trois phases différentes (Figure 31), ceci est similaire au cas tension-tension. Dans la première phase, la rigidité du composite diminue rapidement avec une réduction de 2%-4%. La dégradation ici est causée par les fissurations de la matrice qui sont initiées par des défauts dans les composites (exemple: défaut de fabrication). Pendant la deuxième phase, la rigidité continue à diminuer jusqu'à une réduction de 4%-6% selon les niveaux de charge appliqués. Les types d'endommagement dominants sont les délaminages sur les bords d'échantillon et les délaminages intra-plis. Les délaminages commencent du côté de la tension et se propagent vers le côté de la compression. Cette étape occupe la plupart de la

durée de vie en fatigue. Durant la troisième phase, une réduction de rigidité brutale se présente et ceci est causé par les ruptures des fibres. L'initiation de rupture commence aussi du côté de tension et se propage vers le côté de compression (Figure 32).

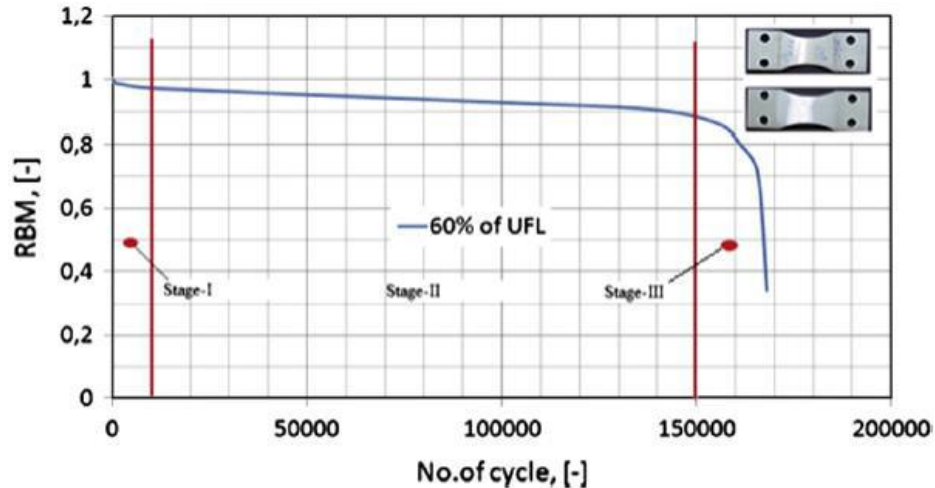


Figure 31: Dégradation typique de la rigidité des composites tissés durant l'essai de fatigue en flexion ( $R=0.1$ , avec une charge de 60% de l'UFS) [24]

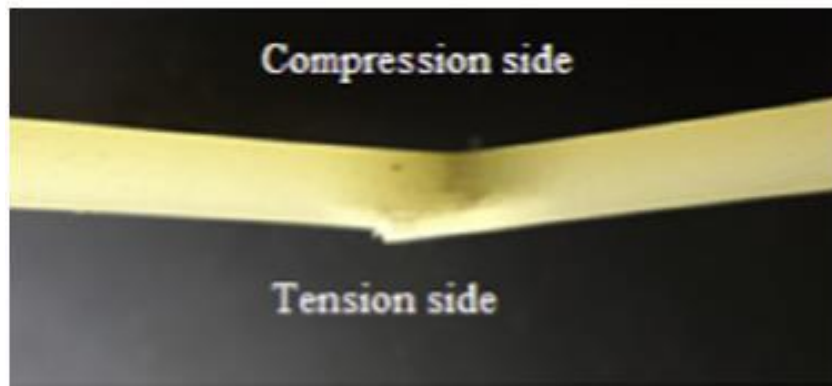


Figure 32: Mode d'endommagement typique pour les composites tissés durant l'essai de fatigue en flexion (avec un charge de 60% UFS) [24]

Dans le cas de fatigue sous flexion, l'empilement des couches des composites tissés joue un rôle très important sur leur comportement. *Paeppegem et al.*[25] ont présenté une étude sur le comportement en fatigue en flexion avec différents empilements (  $[\#0^\circ]_8$  et  $[\#45^\circ]_8$ , ici, le symbole # signifie le type de tissu utilisé). En appliquant une même distance contrôlée pour les deux cas, il a trouvé que la courbe de dégradation de la rigidité est différente pour chaque empilement (Figure 33). Les échantillons avec l'empilement  $[\#0^\circ]_8$  présentent une réduction de rigidité plus importante que celle avec l'empilement  $[\#45^\circ]_8$ .

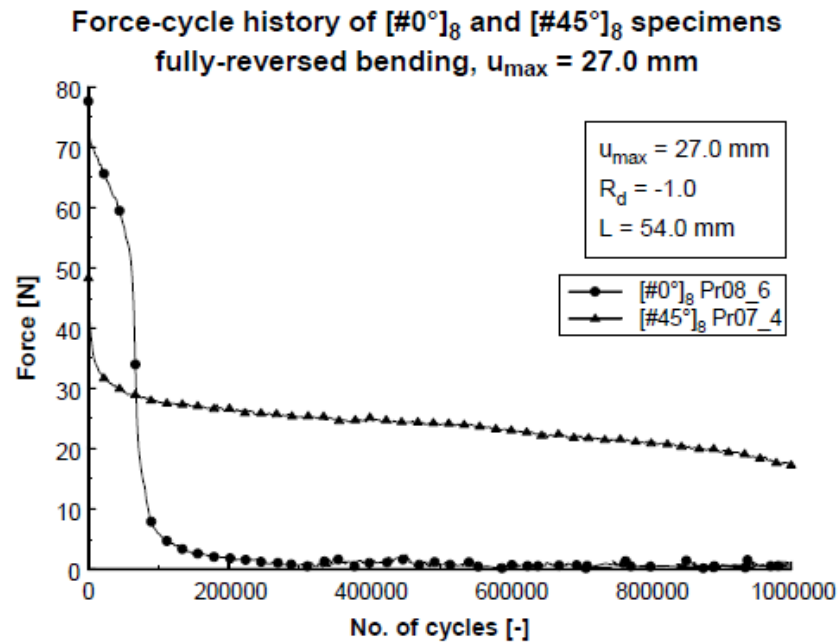


Figure 33: Courbe de dégradation de la rigidité pour les deux empilements:  $[\#0^\circ]_8$  et  $[\#45^\circ]_8$   
 (Composites tissés GFRP, fatigue en flexion) [25]

## 2.4 Surveillance de l'endommagement par émission acoustique

### 2.4.1 Introduction

Selon la norme européenne AFNOR, l'émission acoustique est définie comme: «le phénomène de création d'ondes élastiques transitoires résultant de micro déplacements internes dans les matériaux» [26]. La méthode d'émission acoustique est une technique non-destructive basée sur la détection des ondes élastiques générées à partir des relâchements de contraintes brutales dues à la fissuration de la matrice, aux bris de fibres ou à des propagations de délaminage [27]. Cette méthode permet de détecter l'initiation et suivre l'évolution de l'endommagement en temps réel dans les matériaux soumis à une sollicitation mécanique. Le principe de la méthode d'émission acoustique est présenté sur la Figure 34.

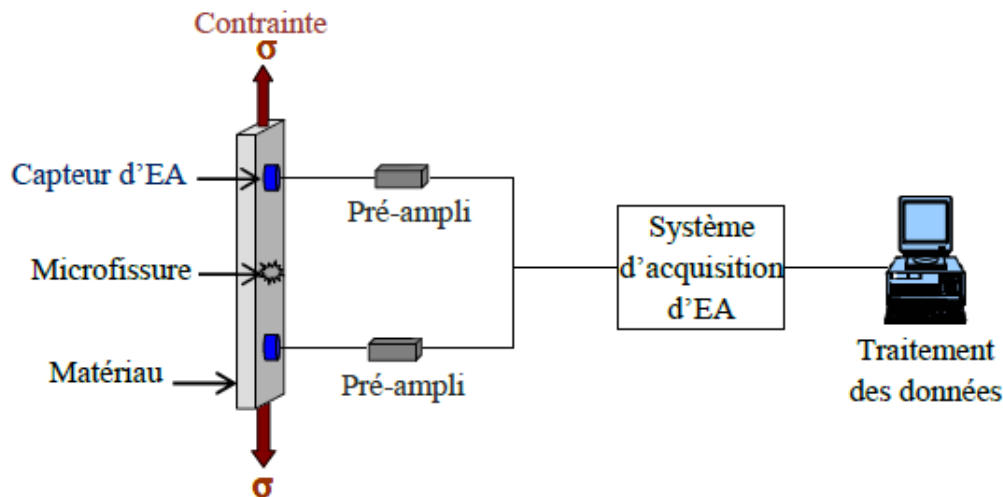


Figure 34: Chaîne d'acquisition des signaux d'émission acoustique [26]

Lorsque la structure est sous chargement, des défauts créés dans la structure émettent des ondes élastiques, de nature et de fréquences diverses, qui se propagent dans la structure. Classiquement, les ondes sont détectées par des capteurs piézoélectriques qui sont couplés à la surface de la structure. Les capteurs transforment l'énergie mécanique reçue en tension électrique et les signaux sont ensuite pré-amplifiés et transmis par des câbles coaxiaux à l'appareillage d'acquisition et de traitement des signaux afin d'être exploités. Les filtres dans le système d'acquisition permettent d'effectuer un filtrage fréquentiel ou temporel afin d'éliminer les bruits et les signaux non désirés.

Du fait de la fragilité, l'hétérogénéité et l'anisotropie, les matériaux composites ont une haute émissivité acoustique [28]. Selon *Kapadia* [29], la méthode d'émission acoustique permet de détecter plusieurs types d'endommagement dans les composites comme la fissuration de matrice, le délaminage et la rupture des fibres (Tableau 2).

Tableau 2: Détection du type d'endommagement des méthodes NDT [29]

	Visual	Through-transmission	Shearography	Pulse-echo	Velocity	Low frequency	Radiography	Acoustic emission	Thermography
<b>Flaw sought</b>									
Fibre type					●				
Porosity	●	✓		✓	●				
Fibre-matrix bond	●							●	
Matrix properties				●	●				
Fibre misalignment		●				●	●		
Volume fraction		●		✓	●	●	●		
Stacking sequence									
Ply-end discontinuity				●					
Foreign inclusions		●	●	✓			✓		✓
Trans-laminar cracks		●	✓	●			●	✓	●
Fibre breakage								✓	
Delamination	✓	✓	✓	✓		✓	●	✓	✓
Moisture ingress					●				
Impact damage	✓		✓						✓
● Application limited ✓ Method has proved ability to detect given flaw									

#### 2.4.2 Ondes de Lamb

Le processus d'émission acoustique génère des ondes mécaniques qui se propagent dans les matériaux sous différents types d'ondes. La forme d'onde reçue dépend du matériau et de la géométrie de la structure. Dans le cas des structures épaisses, les ondes générées par le mécanisme d'endommagement se propagent sous forme d'ondes de volume (onde longitudinale et de cisaillement) (Figure 35) et d'ondes de surface (onde de Rayleigh). Les ondes de surface sont générées par les réflexions des deux ondes de volume aux surfaces de la



structure [28]. Cependant, les ondes de surface présentent une atténuation moins élevée que celle d'ondes de volume.

Dans le cas des structures minces (plaques), les ondes émises par les défauts se propagent sous forme d'ondes guidées qui sont formées par la combinaison des ondes transversales et longitudinales. Les ondes générées sont dites ondes de Lamb. Ces ondes sont dispersives et ont la particularité de mettre en mouvement la totalité de l'épaisseur de la plaque. Les ondes de Lamb peuvent être divisées en deux groupes d'ondes selon le mode de propagation dans la plaque mince: mode symétrique (Si) et mode antisymétrique (Ai) (Figure 36). L'étude de la propagation des ondes de Lamb requiert le calcul des courbes de dispersion qui représentent les profils de vitesse de phase et de groupe en fonction du produit fréquence-épaisseur. Un bon nombre des structures basées sur des matériaux composites sont réalisées à partir de plaques minces. Alors, les ondes qui se propagent dans ces structures se présentent sous la forme d'ondes de Lamb. Ceci simplifie grandement l'analyse des signaux d'émission acoustique captés et permet de mieux développer des méthodes afin de localiser et identifier les sources d'endommagements émettrices d'ondes de contraintes.

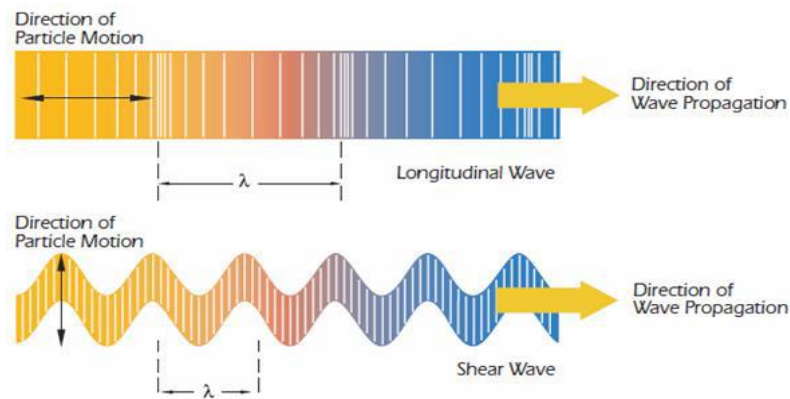


Figure 35: Ondes de volume [30]

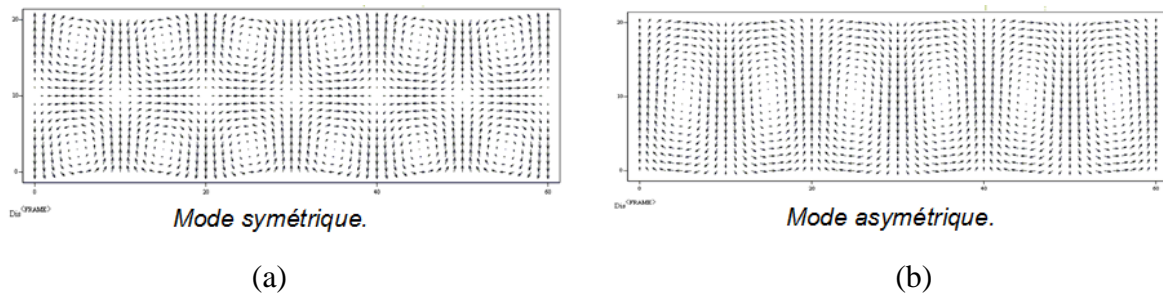


Figure 36: Modes d'ondes de Lamb: (a) mode symétrique, (b) mode asymétrique [30]

### 2.4.3 Suivi de l'endommagement par émission acoustique

L'émission acoustique est une technique de plus en plus utilisée pour l'étude des endommagements et de la rupture dans les matériaux composites. Cette méthode est très sensible et peut être utilisée afin de suivre *in-situ* l'évolution des endommagements dans les composites. Il a été démontré que l'évolution des événements acoustiques est généralement corrélée à la réduction de la rigidité des matériaux composites [20]. Cependant, la corrélation entre les signaux d'émission acoustique et les mécanismes d'endommagement n'est pas directe. Le suivi de l'endommagement par émission acoustique nécessite d'associer l'évolution d'un ou plusieurs paramètres d'émission acoustique aux mécanismes d'endommagement.

#### Paramètres caractéristiques des signaux d'émission acoustique

Il existe un grand nombre de paramètres exploitables qu'on peut extraire d'une salve d'émission acoustique (Figure 37). Une salve est bornée par la première et la dernière arche dépassant le seuil. Le seuil d'émission acoustique est un paramètre d'amplitude qui permet à l'appareil d'émission acoustique de faire la différence entre les bruits et les signaux utiles. Les paramètres classiques qui sont utilisés dans l'analyse sont les suivants [26] [31] :

- *Le seuil de référence* : la tension électrique, réglable et prédéfinie, devant être dépassée pour qu'il y ait détection d'une salve;
- *Le temps de montée* : le temps entre le moment du premier dépassement de seuil et le moment atteint le maximale du signal;
- *Le nombre de coups (count)*: nombre de fois où le signal franchit le seuil d'acquisition sur toute la durée;
- *L'amplitude maximale*: valeur maximale atteinte par la salve, en dB;
- *L'énergie*: l'intégrale du signal rectifié sur la durée;
- *La durée*: le temps qui sépare le premier et le dernier dépassement de seuil;
- *Le nombre de coups au pic*: correspond au nombre de franchissements de seuil par le signal entre le premier dépassement de seuil et l'amplitude maximale;

- *La fréquence moyenne*: une valeur donnée par la plupart des systèmes d'acquisition qui ne correspond pas à la transformée de Fourier du signal mais au nombre de coups d'une salve divisé par sa durée;

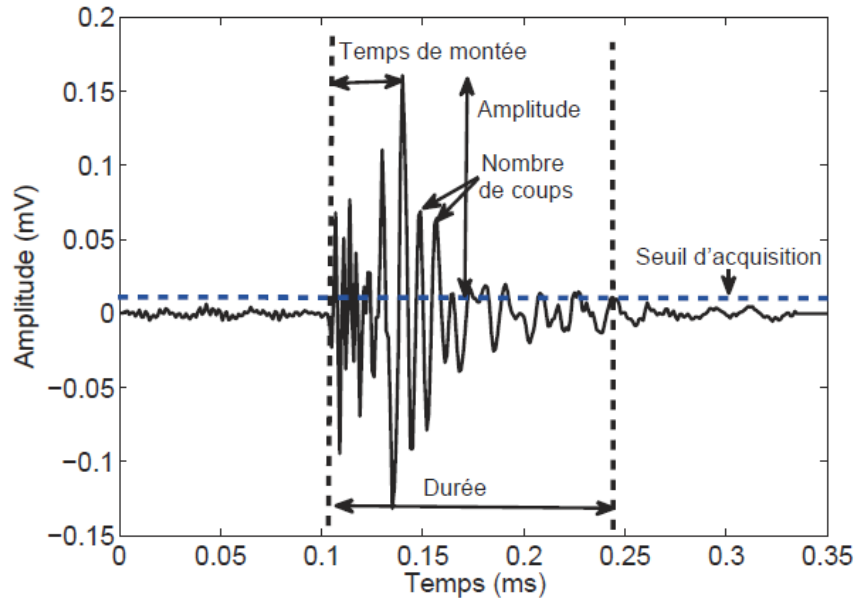


Figure 37: Présentation schématique d'une salve d'émission acoustique et ses principaux paramètres [31]

### Analyse paramétrique des signaux d'émission acoustique

Le suivi par émission acoustique a pour but de détecter la présence des sources d'émission acoustique créées par les endommagements afin de tirer des informations sur l'évolution du comportement mécanique des composites. Comme il est déjà mentionné, l'identification des différents mécanismes d'endommagement dans les matériaux composites par l'émission acoustique nécessite d'associer l'évolution d'un ou plusieurs paramètres d'émission acoustique à un mécanisme d'endommagement [20]. Le processus d'analyse paramétrique est un processus de traitement des signaux d'EA qui consiste en la détection, la séparation et la reconnaissance des différents mécanismes d'endommagement. Dans la littérature, en basant sur les choix des paramètres, il existe principalement deux méthodes d'analyse: l'analyse mono-paramétrique et l'analyse multi-paramétrique.

### Analyse mono-paramétrique

L'analyse mono-paramétrique est une segmentation conventionnelle suivant un seul paramètre choisi comme un descripteur pertinent [31]. Il est prouvé que la signature acoustique des endommagements dans les composites peut être mise en évidence en utilisant un ou deux descripteurs extraits des signaux d'EA. En plus, en analysant l'évolution de l'intensité d'un descripteur d'EA, l'initiation et la propagation des endommagements dans les composites peut être aussi détectée. Dans la littérature, divers travaux ont été réalisés sur l'analyse mono-paramétrique d'EA : [28],[32],[34],[35],[36] et [37].

*Bourchak et al.*[32] ont effectué une étude sur le comportement et l'évolution de l'endommagement sous sollicitation statique et cyclique des composites CFRP en utilisant l'énergie cumulée comme le descripteur des signaux d'EA. Il a été démontré que l'émission acoustique est bien corrélée avec la courbe de contrainte-déformation. En plus, ils ont prouvé que l'énergie cumulée des événements acoustiques peut révéler les seuils d'endommagement en fatigue (Figure 38).

*C. Oliveira* [28] a analysé les signaux d'EA issus des essais statiques en tension-tension sur des composites tissés de fibre de verre/polyester en fonction du nombre de coup des signaux d'EA. Il a réussi à identifier l'initiation de la fissuration transversale dans l'échantillon en analysant la courbe du nombre de coup vs déformation. Les résultats d'analyse d'EA correspondaient bien aux résultats obtenus par la courbe de contrainte vs déformation (Figure 39).

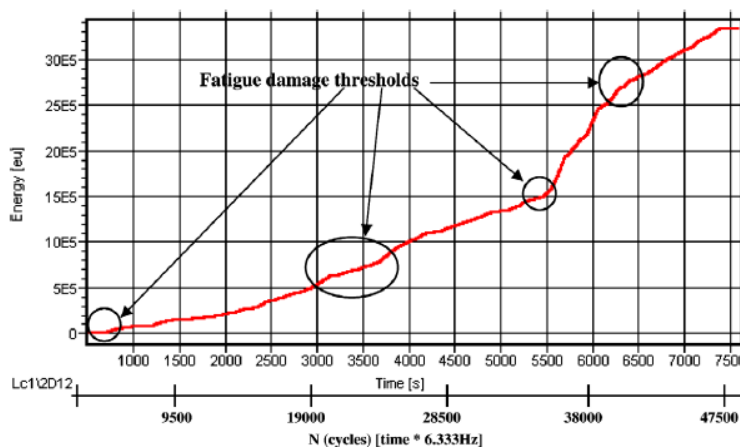


Figure 38: Énergie cumulée des événements acoustiques montrant des seuils d'endommagement par fatigue [32]

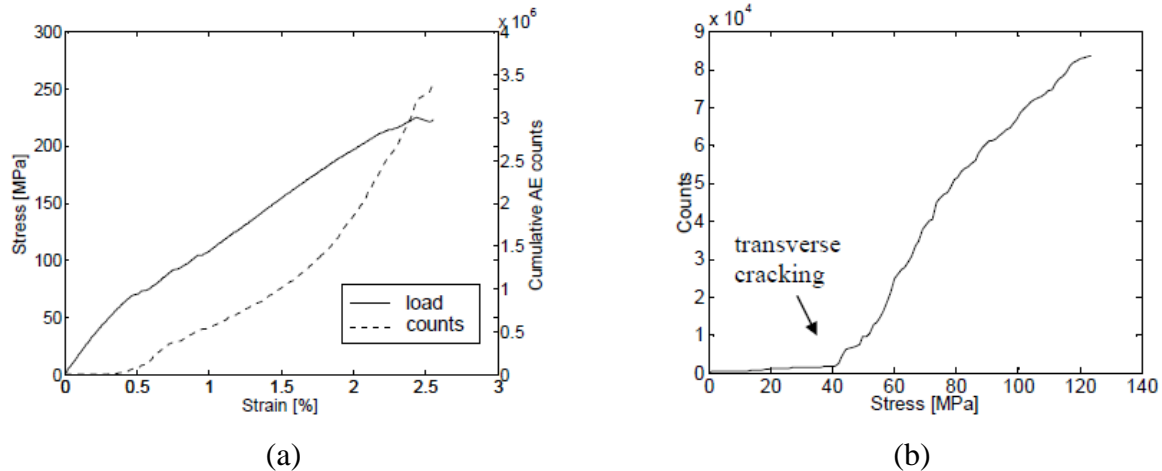


Figure 39: Courbes de corrélation d'émission acoustique sur les composites de fibre de verre/polyester : (a) Courbe de contrainte-déformation corrélée avec courbe d'EA, (b) Courbe d'activité d'EA en fonction de la contrainte [28]

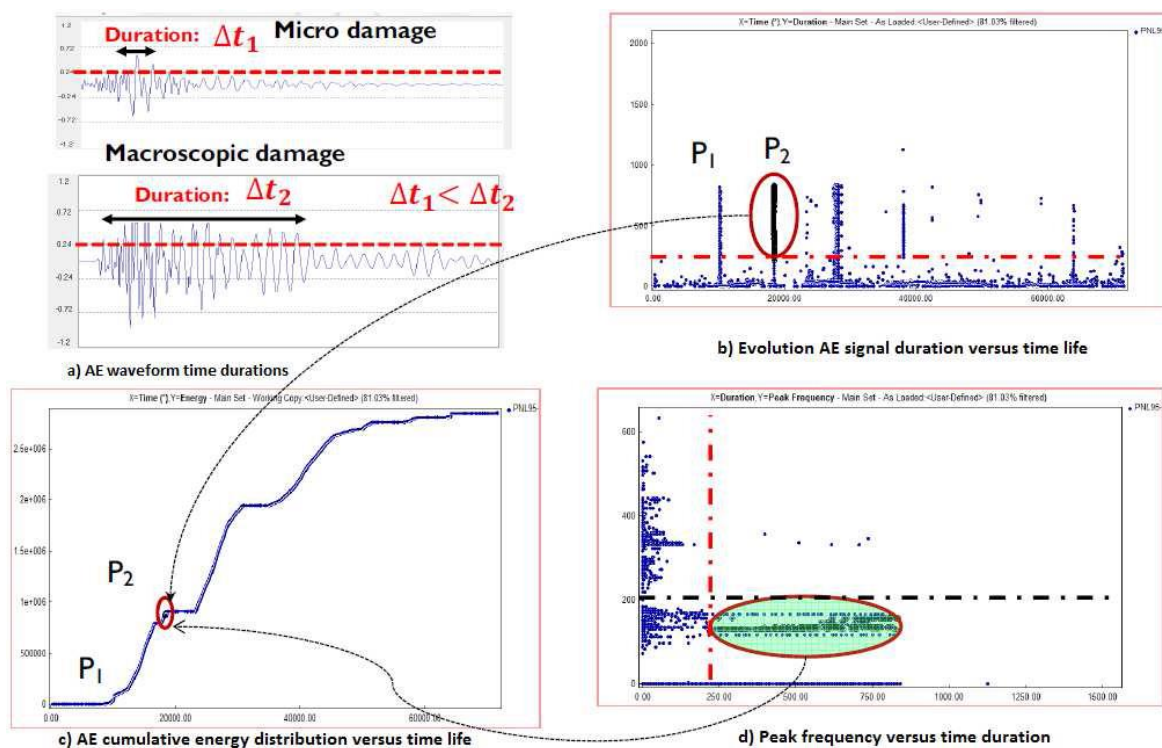


Figure 40: Analyse d'EA simultanée des deux paramètres d'EA: durée et fréquence [34]

Kanouni *et al.* [34] ont établi une méthode basée sur une analyse simultanée de deux paramètres: la durée et la fréquence du signal d'EA. Ils ont indiqué que les signaux émis par la micro-délamination et la macro-délamination se situent dans les différents intervalles de la durée et de la fréquence. En se basant sur ces hypothèses, ils ont réussi à identifier l'initiation

de la micro-délamination et de la macro-délamination pour les essais de fatigue en tension-tension sur les composites de fibre de carbone/époxy (Figure 40).

Bien que les paramètres temporels extraits des signaux d'EA donnent un suivi des endommagements dans les composites, l'efficacité dépend de plusieurs facteurs. *Ni et al.* [38] ont indiqué que les paramètres temporels des signaux d'EA peuvent être influencés par la distance et l'emplacement des sondes d'EA par rapport à la source de l'émission acoustique. Ils ont réalisé une étude analytique sur les deux paramètres d'EA (amplitude et pic de fréquence) dans les composites mono-fibres afin de comparer l'atténuation de ces deux paramètres dans les composites. Ils ont conclu que l'atténuation de l'amplitude des signaux d'EA augmente significativement lorsque la distance de propagation augmente tandis que celui du pic de fréquence reste stable (Figure 41).

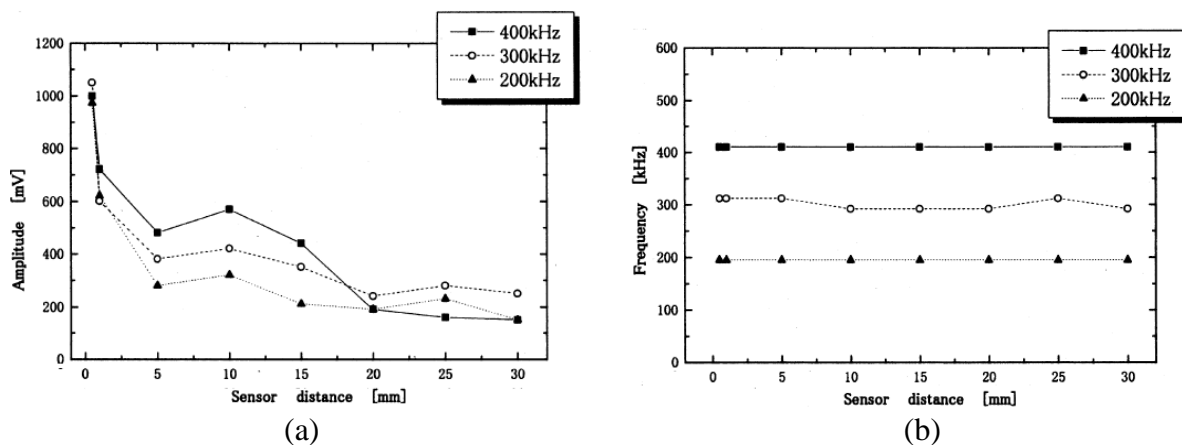


Figure 41: Effet de l'atténuation dans les composites de mono- fibre (carbone/époxy) en fonction de la distance: (a) amplitude, (b) pic de fréquence [38]

Dans la littérature, de nombreuses études ont été menées pour identifier les différents mécanismes d'endommagement en utilisant l'amplitude des signaux d'EA [31] et [35-37]. Pour la fissuration de matrice, *Kotsikos et al.*[35] ont trouvé que l'amplitude des signaux se situe entre 40dB et 55dB pour les composites de fibres de verre tandis que *Kim et al.* [36] ont la trouvée entre 40dB et 70dB pour les fibres de carbone. *Kotsikos et al.* [35] ont aussi identifié un intervalle de 55dB à 70dB pour le délaminage, qui est généralement plus énergétique que celui de fissuration de la matrice. La rupture de fibres est normalement le mécanisme d'endommagement le plus énergétique. *Barré et al.* [37] ont trouvé que l'amplitude des signaux issus de la rupture de fibres de verre est comprise entre 85 dB et 95

dB. *Hamdi* [31] a réalisé une revue de la littérature traitant de l'identification des mécanismes d'endommagement par l'utilisation de l'amplitude des signaux d'EA (Figure 42). Il a conclu que les endommagements typiques des matériaux composites peuvent être classés par amplitude croissante: fissuration de matrice, décohésion et délaminage, rupture de fibre [31]. L'intervalle de l'amplitude des signaux des différents mécanismes d'endommagement dépendent de la nature du matériau et des types de chargements appliqués. Par contre, il a aussi remarqué que, dans la plupart des études, les valeurs des amplitudes obtenues pour chaque mécanisme d'endommagement dans les composites présentent des recouvrements (Figure 42), ce qui augmente l'incertitude dans l'attribution d'un signal à un mécanisme d'endommagement spécifique.

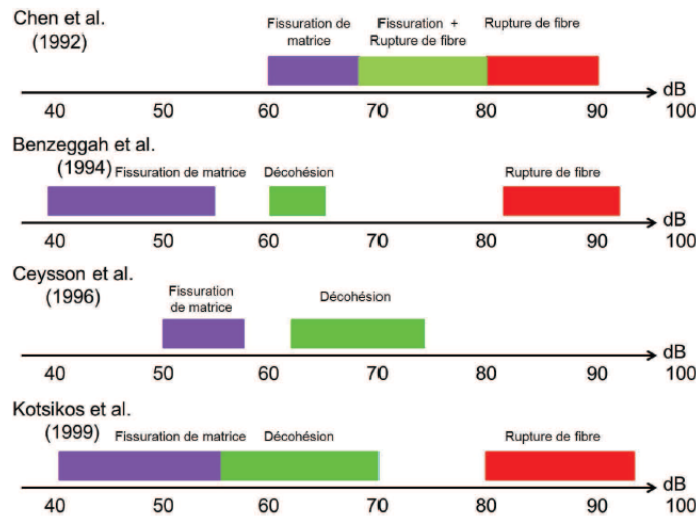


Figure 42: Résumé des intervalles d'amplitude typique des différents mécanismes d'endommagement dans la littérature [31]

Dans le cas de l'analyse mono-paramétrique, l'identification des différents mécanismes d'endommagement en utilisant un seul paramètre tel que l'amplitude ou l'énergie des signaux d'EA s'est avérée insuffisante, notamment pour les matériaux complexes comme les composites pour lesquels les types d'endommagement sont divers et interactifs, et dépendent fortement des constituants des composites. Dans le but d'améliorer la précision et la performance de l'identification des signaux d'EA, les techniques d'analyse statique multi-paramétrique sont développées dans les recherches.

### Analyse multi-paramétrique

L'analyse multi-paramétrique est une méthode de classification basée sur la reconnaissance des formes. Cette méthode repose sur la segmentation de plusieurs paramètres des signaux d'EA afin d'améliorer la caractérisation des différents mécanismes d'endommagement dans les composites. L'analyse multi-paramétrique fournit une approche regroupant plusieurs paramètres d'EA des différents domaines (temporel ou fréquentiel) afin d'affermir la validité de classification.

Les méthodes de classification peuvent être regroupées en deux catégories: classification supervisée ou non-supervisée. Dans le cas d'une classification supervisée, les algorithmes de segmentation associent les signaux d'entrée à une classe ou un cluster bien établi à partir d'un modèle d'apprentissage alimenté par des modes d'endommagement connus [31]. Il existe plusieurs méthodes différentes de classifications supervisées comme la méthode de  $k$ -ppv, les réseaux de neurones, l'analyse de Fisher, etc. Dans la littérature, la méthode de  $k$ -ppv a été beaucoup utilisée comme classification supervisée [39] [40].

Différentes des techniques supervisées, les techniques de classification non supervisées peuvent regrouper les signaux de caractéristiques similaires, sans avoir un modèle statistique construit en se basant sur les données déjà identifiées. Dans la littérature, diverses techniques non supervisées ont été développées. Les algorithmes de classification non supervisée les plus utilisés sont les  $k$ -moyennes, la carte de Kohonen (ou *SOM* en anglais) et l'analyse par composantes principales (ACP).

*S.Huguet* [41] a réalisé une étude de classification sur les signaux d'EA issus d'essai de traction sur résine polyester pure et sur des composites unidirectionnels de verre/polyester à 45° et 90° par rapport à l'axe des fibres. Deux techniques de classification ont été appliquées. D'abord, la méthode non supervisée (méthode des  $k$ -moyennes) a été utilisée pour reconnaître automatiquement les signaux d'EA qui ont été déjà identifiés par une méthode expérimentale afin de créer une base de données de référence pour la méthode de  $k$ -ppv. Ensuite, la méthode de classification supervisée  $k$ -ppv a été employée pour classer les données collectées durant les essais de traction en se basant sur la base de données de référence établie précédemment. Il



a réussi à identifier et suivre l'évolution de deux types de mécanismes d'endommagement : la fissuration de la résine et la décohésion entre fibre et résine.

*Li et al.* [42] ont appliqué la méthode des  $k$ -moyennes associée avec la technique d'analyse ACP (Analyse Composant Principale) pour étudier les mécanismes d'endommagement sur des composites verre/époxy tissés. Quatre paramètres optimaux du signal d'EA ont été choisis à partir d'une évaluation du score de Laplace [42]. Le nombre de classes optimal a été fixé à quatre en se basant sur les résultats de l'indice de Davies-Bouldin et le coefficient de Silhouette [42]. Les quatre classes qui ont été identifiées par le classificateur des  $k$ -moyennes reliés aux mécanismes d'endommagement de la fissuration de la matrice, de la décohésion fibre/matrice et de la rupture des fibres. La représentation des classes en 2D obtenue par l'ACP indique une bonne séparation des quatre classes (Figure 43).

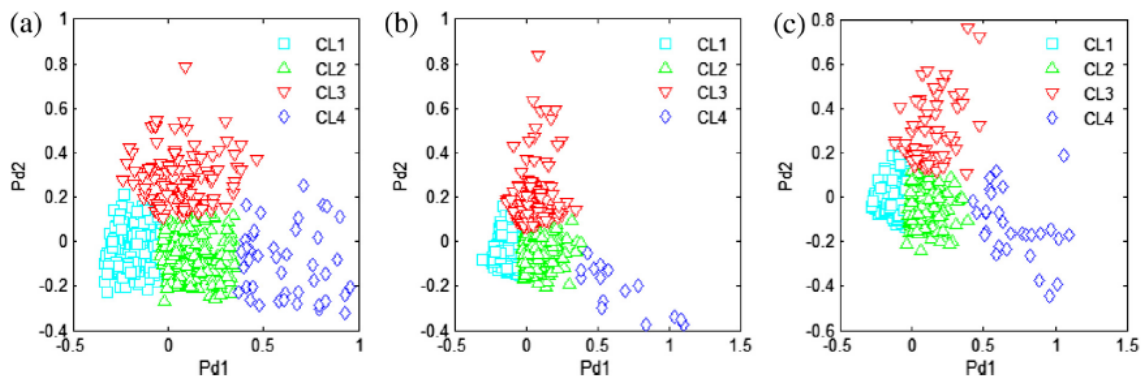


Figure 43: Visualisation en 2D par l'ACP des 4 groupes classés par la méthode  $k$ -moyennes, pour les différents composites tissés: (a)-Tissu de taffetas, (b)-Tissu 3D, chargement selon les torons de chaîne, (c)-Tissu 3D, chargement selon les torons de trâme [42]

Dans la littérature, plusieurs travaux ont été effectués sur la méthode  $k$ -SOM pour classifier les signaux d'EA. Cette méthode de classification non supervisée est composée de deux parties: une partie par la méthode de la carte de Kohonen (SOM) et une partie par la méthode des  $k$ -moyennes. Dans les recherches, la méthode  $k$ -SOM a été prouvée comme plus efficace et fiable que les autres méthodes comme les  $k$ -moyennes ou le CNN (*Convolutional Neural Network*).

*N.Godin et al.* [43] ont effectué une étude de classification sur les composites unidirectionnels de verre/époxy en utilisant la méthode de combinaison  $k$ -SOM. Six paramètres d'EA

temporels ont été retirés des signaux d'EA pour la classification. Tout d'abord, la carte de Kohonen a été appliquée sur les signaux déjà identifiés qui ont été collectés durant les essais de caractérisation afin de vérifier la performance de la carte de Kohonen. La méthode des  $k$ -moyennes a été utilisée pour classifier les neurones entraînés sur la carte Kohonen et identifier les frontières entre les classes (Figure 44). Ensuite, la même procédure a été appliquée sur les signaux issus des essais de traction sur des composites stratifiés à plis croisés. Les différents mécanismes d'endommagement ont été identifiés et leur évolution selon la déformation a aussi été présentée [43].

*Oliveira et Marques* [44] ont aussi effectué une étude de classification des mécanismes d'endommagement par la méthode  $k$ -SOM sur les composites de verre/polyester à plis croisés sous chargement de tension-tension en fatigue. Quatorze paramètres temporels et fréquentiels tirés des signaux d'EA ont été appliqués dans la classification. Le classificateur  $k$ -SOM a réussi à classifier les données dans dix classes. Les auteurs ont analysé les signaux extraits de chaque classe et les ont regroupées en six différents groupes qui sont reliés aux cinq types de mécanismes d'endommagement différents.

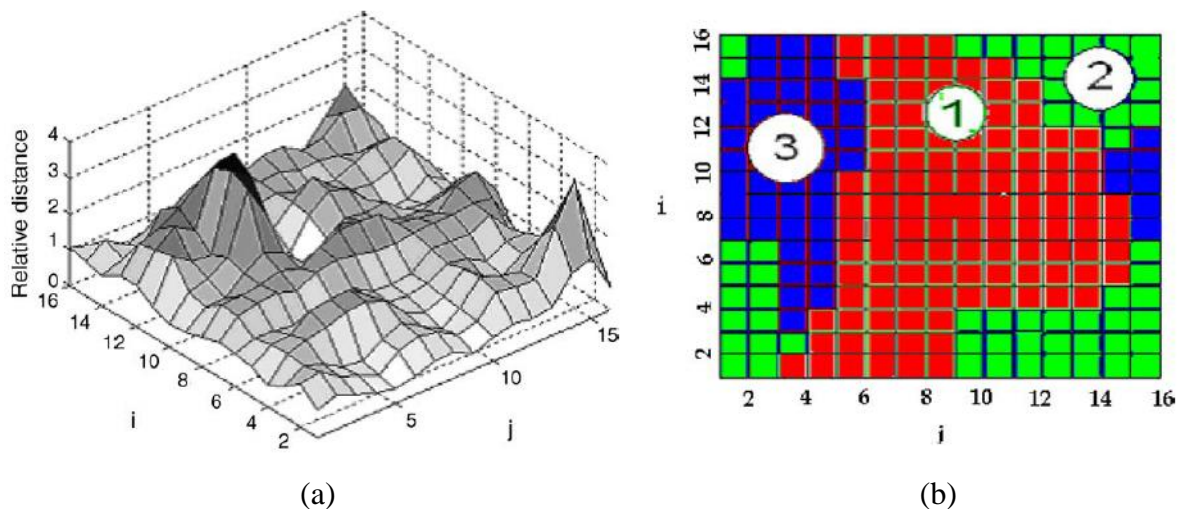


Figure 44: Résultats de classification par la méthode  $k$ -SOM : (a) carte de Kohonen entraînée en 3D, (b) carte de Kohonen en 2D avec des neurones classées par la méthode des  $k$ -moyennes [43]

*R.Gutkin et al.* [45] ont réalisé une étude de comparaison des plusieurs méthodes de classification dans la littérature:  $k$ -moyennes,  $k$ -SOM et CNN. Les signaux d'EA appliqués dans la classification ont été collectés des composites de carbone/époxy durant plusieurs types

d'essais différents en statique. En se basant sur l'évaluation de l'indice de Silhouette et l'efficacité de calcul, la méthode de  $k$ -SOM a été trouvée comme étant la méthode la plus performante. Les auteurs ont aussi effectué une analyse fréquentielle pour distinguer les différentes classes trouvées par la méthode de  $k$ -SOM afin d'identifier les différents types d'endommagement et les résultats sont présentés dans la Figure 45.

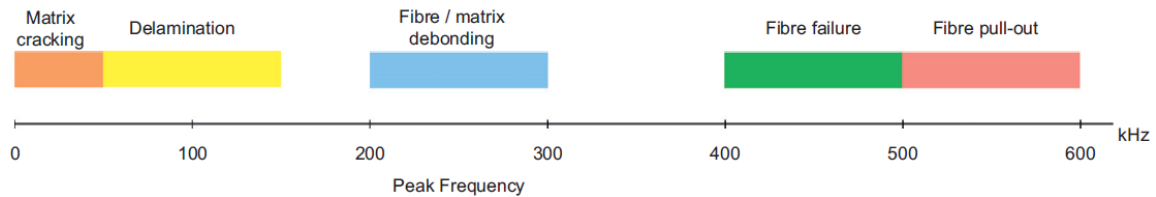


Figure 45: Distribution fréquentielle des signaux d'EA liés aux différents mécanismes d'endommagement [45]

En conclusion, les méthodes d'analyse mono-paramétriques ou multi-paramétriques sont très utilisées dans la littérature pour détecter et caractériser les mécanismes d'endommagement dans les composites. D'après la littérature, les méthodes multiparamétriques se sont révélées plus efficaces pour identifier les divers modes d'endommagement naissant dans les matériaux composites, surtout pour les matériaux complexes comme les composites. En plus, les méthodes multiparamétriques supervisées nécessitent des essais de caractérisation pour établir une base de données de référence tandis que celles non supervisées n'en exigent pas. Dans ce projet, les travaux de classification des signaux d'EA utiliseront les méthodes non supervisées comme la méthode  $k$ -SOM.

### Introduction de la méthode de classification: $k$ -moyennes

La méthode des  $k$ -moyennes est une technique de classification non-paramétrique qui a été développée dans le domaine de l'intelligence artificielle. Cette technique de classification permet de trouver automatiquement les vecteurs représentant l'ensemble des classes d'une façon non-supervisée. La méthode des  $k$ -moyennes est efficace et simple à mettre en œuvre pour classer les données à hautes dimensions. L'algorithme pour une analyse par la méthode des  $k$ -moyennes est présenté par la Figure 46 et la procédure suivante:

- 1- L'algorithme commence par le choix du nombre de classe ( $k$ ). Les centres des classes sont initialisés aléatoirement ou manuellement au début de la procédure [46].
- 2- Classer les vecteurs des données d'entrée  $X$  en évaluant leurs distances par rapport aux constituants des centres de chaque classe  $C_j$ . Affectation des vecteurs des données  $X$  à une des classes selon les critères de classification comme: minimum de la distance Euclidienne, minimum de la distance de Mahalanobis ou des autres conceptions [46].
- 3- Recalculer les nouveaux centres  $b_j^{(i)}$  des classes à la fin de chaque itération. Si les centres des classes ont changé, il faudrait répéter les étapes 2 et 3. Sinon, les centres des classes sont considérés comme stables, l'algorithme converge et la procédure se termine [46].

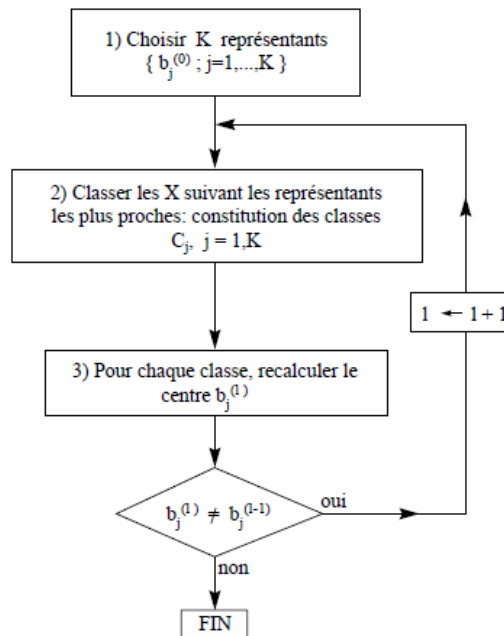


Figure 46: Organigramme de l'algorithme des  $k$ -moyennes [46]

Les résultats de la classification par la méthode des  $k$ -moyennes varient selon l'initialisation des centres de classes au début de l'algorithme. La méthode nécessite plusieurs essais pour trouver un résultat stable. En plus, étant une méthode de classification non supervisée, le nombre de classes  $k$  n'est pas connu à priori. Dans la littérature, il existe plusieurs méthodes qui permettent d'évaluer le nombre optimal des classes. Une des méthodes populaires est le critère de Davies et Bouldin (DB), qui a été utilisé par plusieurs chercheurs [41] [42] [43] [44]. Le principe du critère de DB est

d'évaluer le rapport entre la compacité interne de chaque classe et la compacité externe des classes. Les calculs du critère de DB se présentent par l'équation (3):

$$DB = \frac{1}{k} \sum_{i=1}^k \max_{i \neq h} \left\{ \frac{e_h + e_i}{d_{ih}} \right\} \quad (3)$$

Ici,  $k$  est le nombre de classes,  $e_i$  et  $e_h$  signifient la distance moyenne interne entre les vecteurs et le centre de classe dans les classes  $i$  et  $h$ . Le facteur  $d_{ih}$  mesure la distance externe entre les classes  $i$  et  $h$ . Le nombre de classes  $k$  est considéré comme le nombre optimal pour la classification lorsque le rapport DB est minimum (Figure 47).

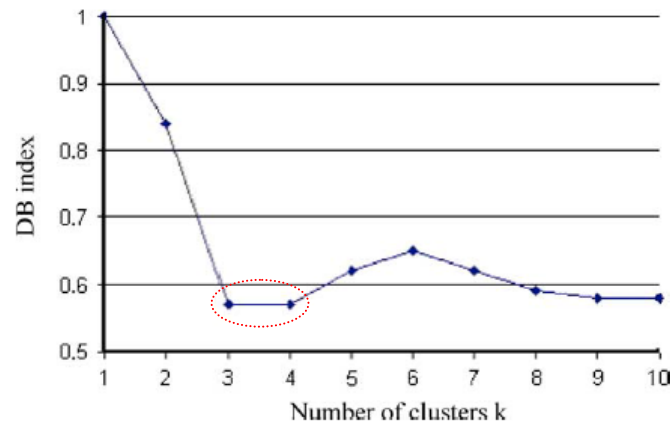


Figure 47: Variation de la valeur de l'indice DB selon le nombre de classes  $k$ . Pour les données d'entrée spécifiées dans ce cas-ci, le nombre de classes optimal est de 3 ou 4 [43]

### Introduction de la méthode de classification: La carte de Kohonen

La carte de Kohonen, ou encore *Self Organizing Maps* (SOM) en anglais, est un algorithme de classification qui forme une classe de réseau de neurone artificiels basée sur des méthodes d'apprentissage non-supervisées. Le but principal de la méthode de classification de SOM est de transformer les données de dimension arbitraire en une carte topologique discrète afin de distinguer les différentes classes. Sur une carte de Kohonen, chaque neurone est associé à un vecteur de poids qui est constitué de  $n$  composantes (ou dimensions).

L'algorithme de la carte de Kohonen bidimensionnelle est présenté par la Figure 48 :

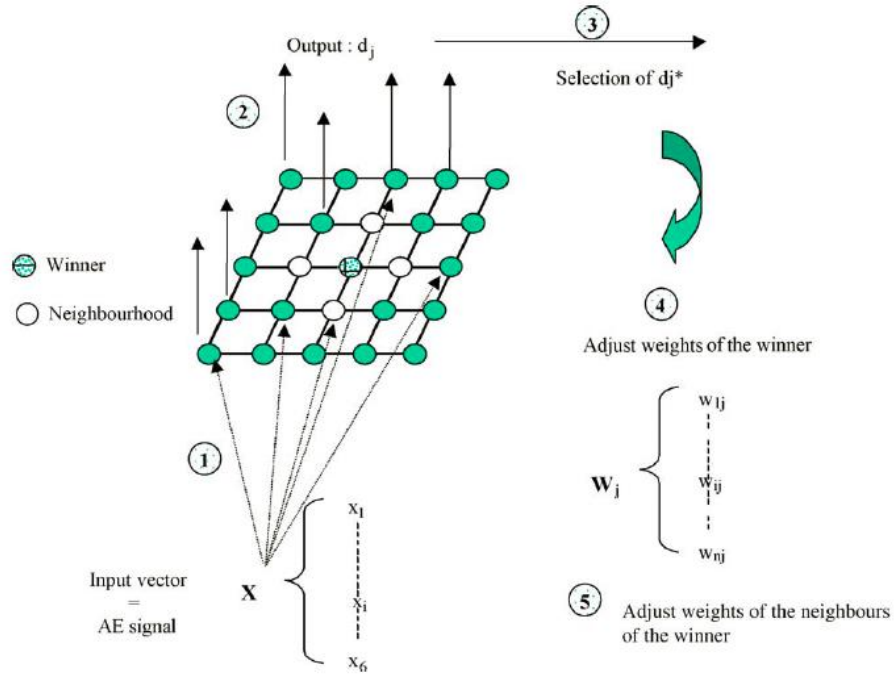


Figure 48: Présentation schématique de l'algorithme de la méthode de la carte de Kohonen bidimensionnelle [43]

1. Initialiser les poids des neurones de la carte topologique et les vecteurs d'entrée  $X$  par les valeurs aléatoires comprises entre 0 et 1. Sélectionner aléatoirement un vecteur d'entrée  $X$  et le présenter à tous les neurones du réseau.
2. Évaluer les distances quadratiques  $d_j$  entre le vecteur d'entrée sélectionné et chacun des neurones du réseau par l'équation (4) :

$$d_j = \|X - W_j\|^2 = \sum_{i=1}^n (w_{ij} - x_i)^2 \quad (4)$$

Ici,  $n$  représente le nombre de la dimension des vecteurs d'entrée et les vecteurs du poids des neurones,  $j$  représente le numéro du neurone.  $w_{ij}$  est le vecteur du poids des neurones dans le réseau.

3. Sélectionner le neurone qui a la distance de sortie la plus petite et le noter à  $d_{j^*}$ .  
Sélectionner le neurone correspondant à la distance  $d_{j^*}$  et le nommer comme le neurone vainqueur.

$$d_{j^*} = \min_{j \in [1 \dots m]} \|X - W_j\|^2 \quad (5)$$

Ici,  $m$  désigne le nombre de neurone.

4. Ajuster le poids du neurone vainqueur par l'équation (6) :

$$w_{ij^*}(It+1) = w_{ij^*}(It) + \eta(It) [x_i(It) - w_{ij^*}(It)] \quad (6)$$

Ici,  $It$  signifie l'itération du calcul. Le  $w_{ij^*}$  présente le poids du neurone vainqueur et  $\eta$  représente le facteur d'apprentissage. Le facteur d'apprentissage  $\eta$  diminue après chaque itération du calcul d'une façon linéaire ou exponentielle dépendamment du choix du programmeur.

5. Ajuster le poids des neurones voisins du neurone vainqueur.

$$w_{ij}(It+1) = w_{ij}(It) + \eta(It) \cdot T_{j,I(x)} \cdot [x_i(It) - w_{ij}(It)] \quad \text{si } j \in \text{zone de voisinage} \quad (7)$$

$$T_{j,I(x)} = \exp(-S_{j,T(x)}^2 / 2\sigma^2)$$

$$w_{ij}(It+1) = w_{ij}(It) \quad \text{si } j \notin \text{zone de voisinage}$$

Dans ce cas-ci, l'ajustement du poids s'effectue seulement dans la zone de voisinage du neurone vainqueur. Lorsqu'un neurone se situe dans la zone de voisinage, son poids va être modifié. Si non, le poids reste inchangé. La fonction  $T_{j,I(x)}$  présente un voisinage topologique qui consiste à modifier les poids des neurones dans la zone du voisinage en fonction de la distance. Ici,  $S_{j,T(x)}^2$  représente la distance entre le neurone voisin et le neurone vainqueur,  $\sigma$  représente le rayon de la zone de voisinage, qui est une valeur fixée au début du calcul et diminue graduellement selon l'itération  $It$ .

6. Répéter les étapes de 2 à 5 jusqu'à ce que tous les vecteurs d'entrée ont été effectués au moins une fois. Présenter les résultats d'une façon visuelle et distinguer les frontières entre les différentes classes afin d'identifier les classes sur la carte de Kohonen (Figure 49). Les reliefs (frontières) représentent les distances moyennes les plus fortes entre les neurones du réseau.

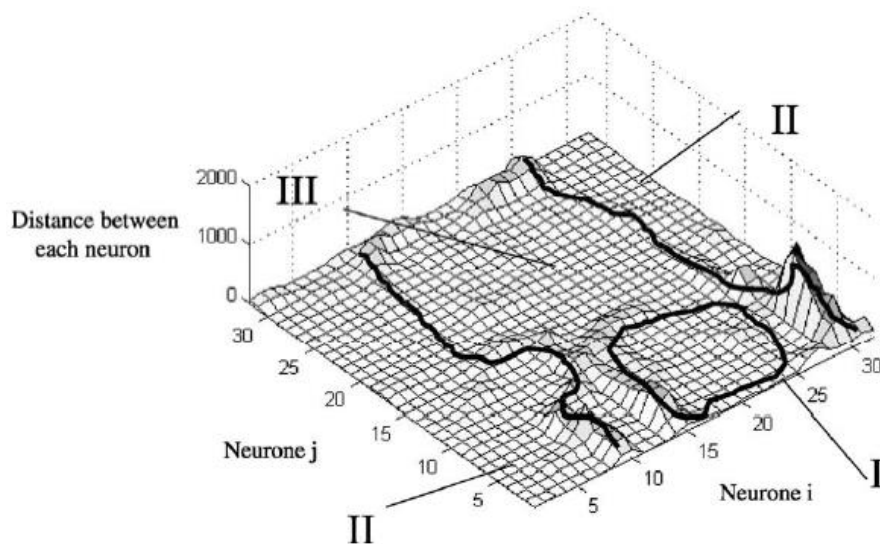


Figure 49: Exemple des résultats de classification donnés par la méthode de la carte de Kohonen [40]

### Introduction de la méthode de classification: $k$ -SOM

La méthode de la carte de Kohonen est une technique de classification performante adaptée pour le cas de la classification des données de grandes dimensions. Par contre, dans certains cas de classification, les résultats donnés par la carte de Kohonen ne sont pas assez clairs pour distinguer les frontières entre les classes. En plus, une identification des classes visuelle peut ajouter des erreurs dans les résultats. Dans ce cas-ci, il est nécessaire de développer une technique qui peut distinguer automatiquement les différentes classes à partir des résultats sortis par la carte de Kohonen. Dans la littérature, beaucoup de chercheurs ont implanté la méthode des  $k$ -moyennes dans la procédure de post-traitement des résultats obtenus par la carte de Kohonen (Figure 44) [43] [44] [45]. Une méthode de combinaison comme ceci porte le nom  $k$ -SOM et cette méthode a été utilisée dans ce projet de maîtrise pour classer les signaux d'EA.



#### 2.4.4 Localisation de l'endommagement par émission acoustique

La localisation dans la méthode de surveillance par émission acoustique a pour but de déterminer les coordonnées de la zone endommagée où s'est créé l'événement acoustique. Le principe de la méthode de localisation consiste à mesurer la différence des temps d'arrivée ( $\Delta t$ ) d'un même signal à plusieurs capteurs répartis sur une structure afin de déterminer la position de la source d'émission [47]. La mesure des temps d'arrivée (*ToA*) est déclenchée par l'arrivée de l'onde d'émission acoustique au premier capteur (*First Hit Sensor*), et clôturée par son passage au dernier capteur (Figure 50).

Lorsque la différence des temps d'arrivée d'un même signal aux différents capteurs est connue, la position de la source d'émission acoustique peut être calculée par l'équation (8):

$$\left. \begin{aligned} \Delta t_{21} &= t_2 - t_1 = \left( \sqrt{(x_2 - x_s)^2 + (y_2 - y_s)^2} - \sqrt{(x_1 - x_s)^2 + (y_1 - y_s)^2} \right) / v \\ \Delta t_{31} &= t_3 - t_1 = \left( \sqrt{(x_3 - x_s)^2 + (y_3 - y_s)^2} - \sqrt{(x_1 - x_s)^2 + (y_1 - y_s)^2} \right) / v \end{aligned} \right\} (x_s, y_s) \quad (8)$$

Ici,  $\Delta t_{21}$  et  $\Delta t_{31}$  représentent la différence des temps d'arrivée entre les capteurs 1-2 et entre les capteurs 1-3.  $v$  représente la vitesse de propagation de l'onde dans la structure.  $(x_s, y_s)$  désigne les coordonnées de la position de la source d'émission.

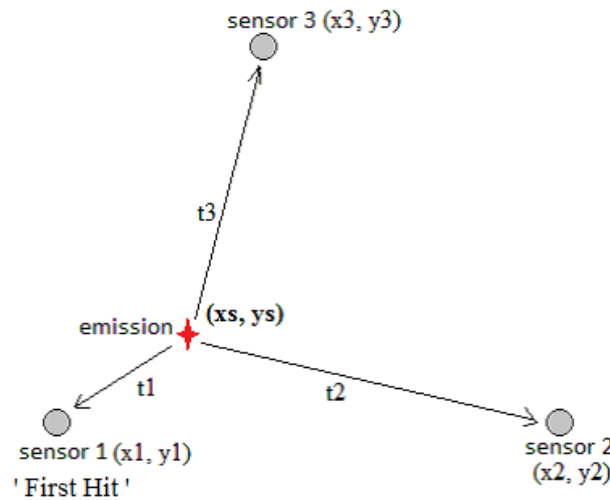


Figure 50: Représentation schématique d'une localisation planaire avec trois capteurs

Cette méthode de localisation classique est souvent adoptée par les logiciels de localisation commerciaux (exemple: système PAC ou système Vallen). Elle est efficace lorsque les temps d'arrivée ( $ToA$ ) et la vitesse sont connus. Cependant, l'estimation de ces deux paramètres peut devenir compliquée et peut aussi influencer fortement la précision de localisation. Lorsque les ondes acoustiques se propagent dans les structures, elles sont dispersées sur plusieurs modes. *Ziola et Gorman* [48] ont indiqué que, pour assurer une bonne précision de localisation, l'estimation de la  $ToA$  doit être effectuée avec un même type de mode qui se trouve dans les signaux captés par les différents capteurs. Cette approche nommée « *analyse modale* » est avantageuse lorsque la géométrie de la structure est complexe. Dans la littérature, les techniques se basant sur les méthodes de traitement du signal comme la transformée en ondelettes (*Wavelet transform*) ont été développées pour distinguer les différents modes d'ondes des signaux d'EA afin de mieux évaluer la valeur de  $ToA$ .

En plus, pour les matériaux anisotropes, particulièrement les composites, la vitesse de propagation des ondes acoustiques change avec l'orientation du chemin de propagation dans la structure. Dans ce cas-ci, le problème de localisation devient complexe dû à l'incertitude de la vitesse de propagation des ondes. Pour améliorer la méthode classique, plusieurs algorithmes avancés sont développés par les chercheurs. Dans les sections suivantes, trois algorithmes différents sont présentés concernant la localisation linéaire et la localisation planaire anisotropie.

#### Algorithme #1: localisation linéaire avec un capteur (matériaux isotropes)

Une localisation linéaire classique avec deux capteurs est basée sur la méthode classique qui consiste à utiliser la différence des  $ToA$  d'un mode aux deux capteurs. Par contre, *Surgeon et Wevers* [49] ont développé une méthode avancée en utilisant seulement un seul capteur pour la localisation linéaire. Cette méthode nécessite de considérer les  $ToA$  des deux modes d'onde: mode symétrique S (extensionnel) et antisymétrique A (flexion). Le principe est d'utiliser la différence des  $ToA$  des deux modes d'onde au même capteur pour calculer la position de la source d'émission (Figures 51 et 52). Les vitesses de propagation des deux modes d'onde sont calculées en se basant sur la théorie des plaques [49]. Il a été remarqué que la vitesse du mode S est plus grande et moins dispersive que celle du mode A. L'équation du calcul est présentée comme suit:

$$d = \Delta T_{AS} \cdot (1/V_A - 1/V_S) \quad (9)$$

Ici,  $d$  signifie la distance entre la source d'émission et le capteur.  $\Delta T_{AS}$  représente la différence de  $ToA$  au capteur entre mode A et mode S.  $V_A$  et  $V_S$  sont les vitesses de propagation du mode A et mode S dans la structure spécifiée.

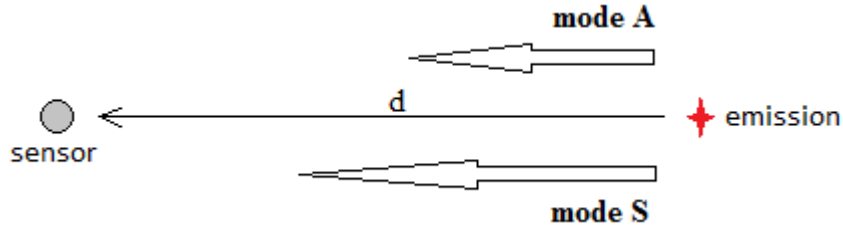


Figure 51: Représentation schématique du principe de la localisation linéaire avec un seul capteur

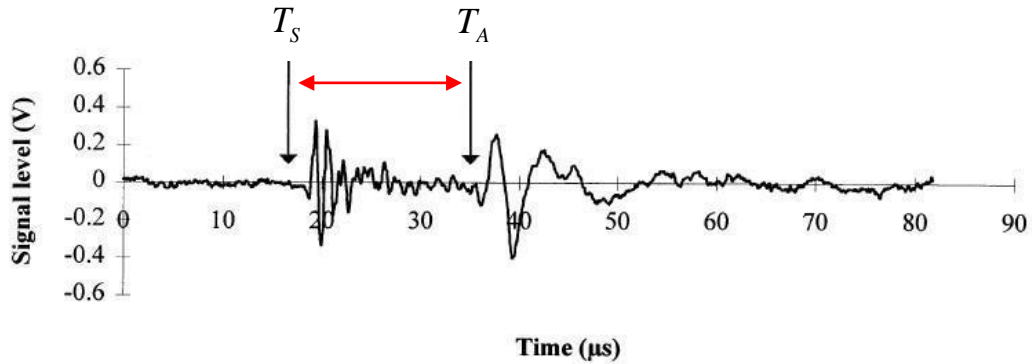


Figure 52: Estimation de la  $\Delta T_{AS}$  entre les deux modes: symétrique (S) et antisymétrique (A) du signal d'EA [49]

Cette méthode de localisation offre un avantage certain car elle utilise un seul capteur, comparativement aux méthodes classiques de localisation. La précision de localisation de cette méthode a été prouvée par *Surgeon et Wevers* [49], comme était très proche de celle obtenue par la méthode classique (avec deux capteurs). Par contre, cette méthode nécessite une procédure précise pour identifier les modes de propagation de l'onde, ce qui présente une grande difficulté lorsque le constituant des matériaux devient complexe.

### Algorithme #2: Localisation planaire avec six capteurs (matériaux anisotropes)

Comme il a été déjà mentionné, la localisation planaire dans les matériaux composites est complexe due à l'incertitude dans la mesure de la vitesse de propagation des ondes. En général, pour avoir une précision de localisation assez élevée, il faut dresser le profil de la vitesse des ondes qui se propagent dans les structures composites. Les auteurs *Kundu et al.*[50] ont développé une nouvelle méthode qui peut ignorer cette étape de calcul complexe. La méthode consiste à utiliser six capteurs qui sont divisés en deux groupes. Chaque groupe contient trois capteurs formant un triangle (Figure 53). Le but est de calculer l'angle d'arrivée ( $\theta_i$ ) à chaque groupe des capteurs afin d'obtenir le point d'intersection des deux lignes d'orientation, qui présente la position de la source d'émission. Dans ce cas, les auteurs ont supposé que la distance de la source aux capteurs est assez grande et que les angles d'arrivée aux trois capteurs sont presque égaux. En se basant sur cette hypothèse, ils ont réussi à obtenir les angles d'arrivée des deux groupes de capteurs calculés par l'équation (10):

$$\theta = \tan^{-1} \left( \frac{\Delta t_{13}}{\Delta t_{12}} \right) \quad (10)$$

Ici,  $\Delta t_{13}$  représente la différence  $ToA$  entre capteur 1 et capteur 3.  $\Delta t_{12}$  représente la différence  $ToA$  entre le capteur 1 et capteur 2. Dans ce cas, tous les temps d'arrivée  $ToA$  ont été estimés en se basant sur un même mode de propagation de l'onde.

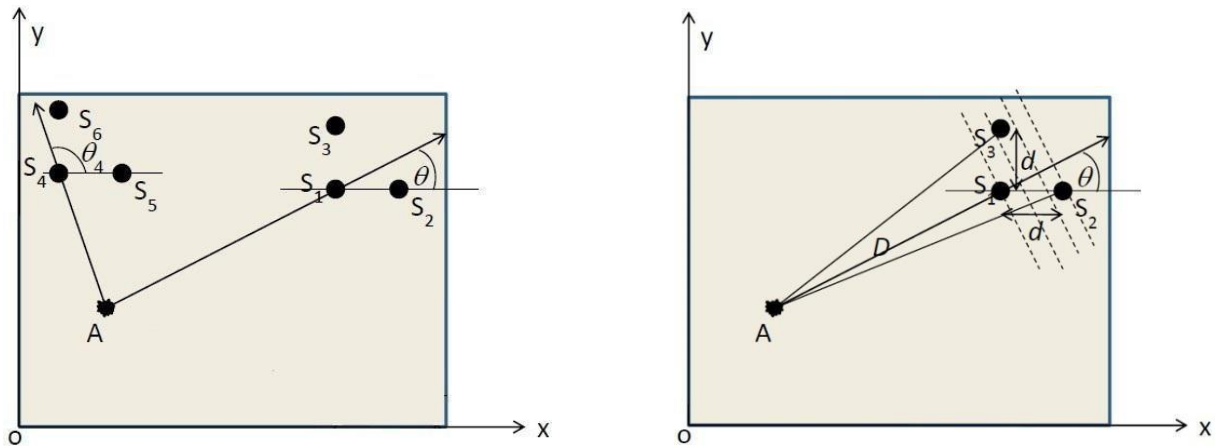


Figure 53: Représentation schématique du principe de la localisation planaire avec six capteurs [50]

Cette méthode de localisation est basée sur l'évaluation des  $\Delta t$ . Par conséquent, la précision de localisation dépend essentiellement de la précision de calcul de  $\Delta t$ . Puisque les capteurs dans un groupe se situent très proche les uns des autres, le contrôle sur la précision de l'évaluation de  $\Delta t$  est difficile si on utilise les approches classiques. Les auteurs ont développé une approche spécifique pour déterminer les  $\Delta t$ , plus de détails sont donnés dans la référence [50].

La précision de cette méthode a été évaluée par l'essai de mine de crayon sur une structure de matériaux composites. Les résultats ont prouvés que la précision de localisation est raisonnable (Figure 54). Néanmoins, dû à l'hypothèse de calcul, l'application de cette méthode est limitée aux grandes structures.

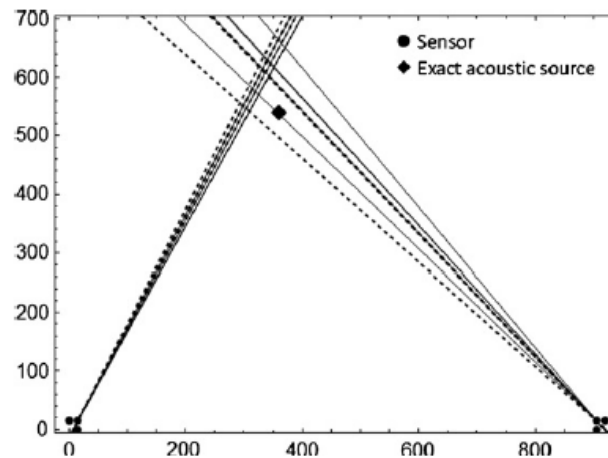


Figure 54: Résultat de localisation avec l'essai de mine de crayon, les différentes lignes représentent les différents calculs [50]

### Algorithme #3: Localisation planaire avec trois capteurs (matériaux anisotropes)

La méthode précédente présente une approche de localisation planaire efficace sans considérer la vitesse de propagation dans les composites. Cependant, comme il a été déjà mentionné, cette méthode n'est pas utilisable lorsque la structure est de petites dimensions. Dans cette section, une méthode de localisation planaire plus générale et adaptée à toutes les dimensions des structures composites est présentée. Cette méthode, développée par *Aljets et al.* [51], consiste à utiliser trois capteurs qui présentent une forme triangulaire (Figure 55). La distance au défaut est mesurée par rapport au centre du triangle qui est calculée par l'équation (11):

$$d_{moyenne} = \frac{d_1 + d_2 + d_3}{3}, \text{ d'où } d_i = \Delta T_{AS} \cdot (1/V_A - 1/V_S) \quad (11)$$

Ici,  $d_i$  représente les distances entre le défaut et chaque capteur respectivement. Ces distances sont calculées avec la même méthode de localisation linéaire qui a été déjà présentée dans la section précédente (algorithme#1). Particulièrement, dans ce cas-ci, les auteurs ont utilisé la transformée en ondelette pour améliorer la précision d'estimation du  $\Delta T_{AS}$  (Figure 56).

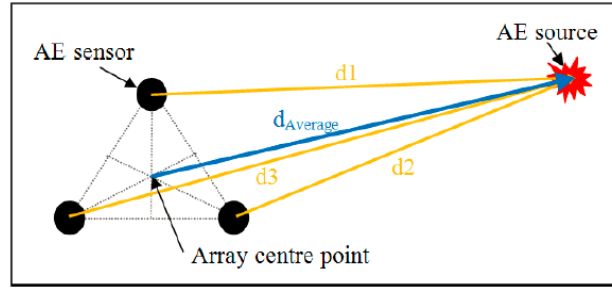


Figure 55: Représentation schématique du principe de localisation planaire avec trois capteurs [51]

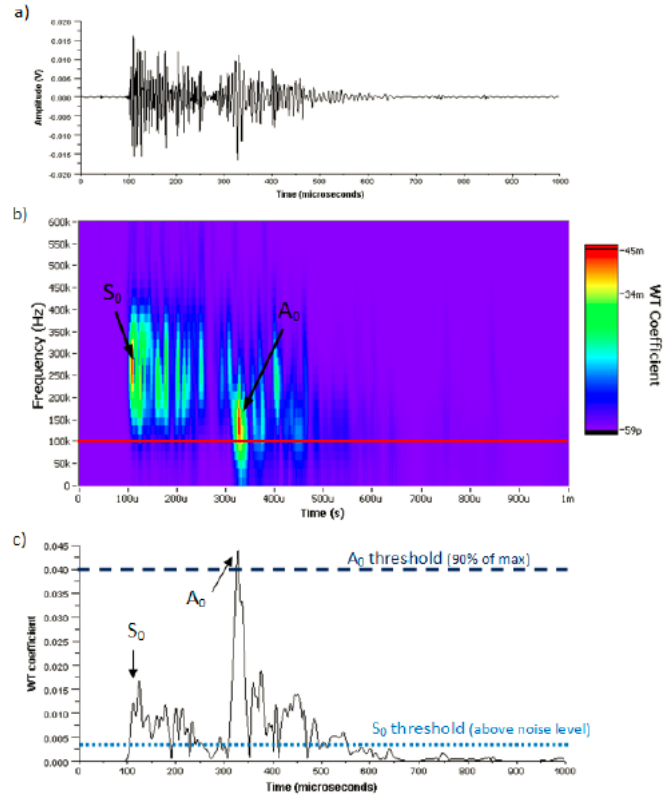


Figure 56: Méthode d'évaluation du  $\Delta T_{AS}$  en utilisant la transformée en ondelettes [51]

Les auteurs ont indiqué que la vitesse du mode  $A_0$  est constante dans toutes les directions de propagation tandis que celle du mode  $S_0$  est variable en fonction de l'angle d'arrivée. Alors, le problème critique de cette méthode est l'estimation de l'angle d'arrivée au groupe des capteurs puisqu'il va être utilisé pour estimer l'orientation du défaut et la vitesse d'onde du mode  $S_0$ . Le calcul de l'angle d'arrivée avec cette méthode est assez complexe et il ne va pas être approfondi dans ce cas-ci. Plus de détails sont donnés dans la référence [51].

Malgré la complexité d'estimation de l'angle d'arrivée, la méthode offre les avantages suivants: premièrement, la zone efficace de localisation est plus grande que celle des méthodes classique (Figure 57) et la taille de la structure à inspecter n'est pas limitée. Deuxièmement, cette méthode est applicable pour les structures anisotropes en utilisant petit nombre de capteurs. Enfin, la précision de localisation est assez élevée, ce qui a bien été prouvé par les auteurs dans leurs travaux (Figure 58).

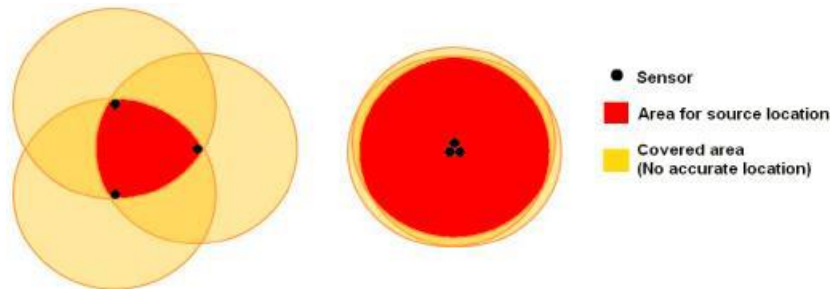


Figure 57: Comparaison de la zone de localisation efficace entre les différentes méthodes [51]

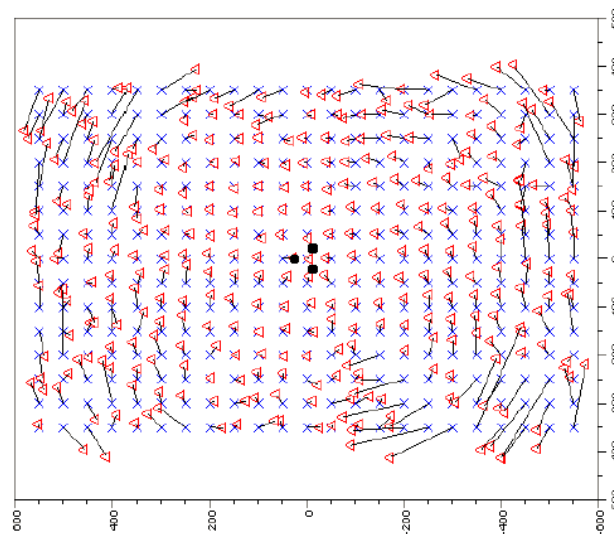


Figure 58: Résultats de localisation réalisés avec mine de crayon (méthode de localisation avec 3 capteurs):  $\Delta$  représente la position calculée;  $\times$  représente la position réelle [51]

## 2.5 Conclusion et objectif de la recherche

L'utilisation grandissante des matériaux composites dans les structures aéronautiques est attribuable à la supériorité de leur rapport rigidité/poids et résistance/poids. Cependant, des inquiétudes persistent sur l'utilisation des composites dans les composantes structurales primaires en raison du manque des connaissances sur la prédiction de leur durée de vie lorsque ces composites sont soumis à la fatigue et aux conditions atmosphériques, humidité et température, pendant une longue période. Comme il est déjà mentionné dans les parties d'état d'art, les mécanismes d'endommagement des composites sont complexes et dépendent fortement de l'architecture des composites et des conditions de chargement. La dégradation mécanique par fatigue induit des fissures dans la matrice et des fissures interlaminaires. Cette dégradation s'amplifie par l'effet de l'absorption de l'humidité et l'exposition aux températures extrêmes. Ces effets ont des conséquences néfastes sur la durabilité de la structure. En général, la durée de vie en fatigue dépend de l'initiation des fissures au niveau des plis du composite. Cependant, son estimation se heurte à la complexité de la définition des critères de ruptures fiables.

Par conséquent, l'objectif global de ce projet de maîtrise est de proposer une approche expérimentale basée sur la surveillance de l'initiation des endommagements durant les essais de fatigue. Cette approche a permis d'établir des courbes de durée de vie d'un composite en fibres de carbone tissées, en prenant en compte l'initiation de la délamination autour d'un défaut artificiel inséré dans le stratifié. La détection et la localisation des sources émettrices des ondes de contraintes, associées à l'initiation des endommagements, ont permis de générer des courbes de durées de vie (courbe S-N) corrélées spécifiquement à la propagation du délaminage dans le composite, sous chargement de fatigue tension-tension et tenant compte de la variation des facteurs environnementaux (humidité et température).

Tout d'abord, des essais statiques sous les différentes conditions de chargement (tension, compression et flexion) ont été réalisés afin de déterminer les intervalles de contrainte à utiliser pour les essais de fatigue. La surveillance par émission acoustique a été appliquée durant les essais afin de détecter les seuils d'initiation d'endommagement durant les essais statiques. Par la suite, les essais de fatigue sous chargement en tension-tension ont été



effectués sous plusieurs conditions environnementales: ambiante, haute température, humidité et combinaison de la température & humidité. Dans ce cas, la méthode de localisation a été employée pour localiser les endommagements autour du défaut artificiel durant l'essai, ce qui a permis de détecter le seuil de l'initiation de la propagation du défaut artificiel et d'établir des modèles de prédiction (courbes S-N) pour les différentes conditions environnementales. Ces courbes S-N ont été aussi étudiées et comparées afin de déterminer l'influence des facteurs environnementaux (humidité et température) sur l'endurance des composites. La dernière étape consiste à évaluer l'état de la fissuration dans le composite après chargement mécanique et exposition environnementale en utilisant les techniques de tomographie à rayons X et C-scan. Ces techniques ont permis de visualiser l'accumulation de la fissuration interlaminaire dans le composite.

# CHAPITRE 3      ESSAIS EXPÉRIMENTAUX ET

## RÉSULTATS

Les travaux présentés dans ce rapport se subdivisent en plusieurs parties. D'abord, une description des matériaux du projet est présentée dans la section 3.1. La section 3.2 présente la partie sur l'estimation des vitesses de propagation dans les échantillons utilisés pour les essais expérimentaux. Les essais statiques et en fatigue sous les différents types de chargement et les différentes conditions environnementales sont exposés aux sections 3.3 et 3.4. Les analyses et les résultats de la surveillance par émission acoustique y sont présentés. Des comparaisons entre les courbes S-N de chaque condition d'essai ont été réalisées afin d'étudier les effets de l'influence des facteurs environnementaux et des conditions de chargement sur le comportement en fatigue des échantillons de composites tissés. La dernière section propose des travaux de classification des signaux d'EA collectés durant l'essai de fatigue. Les résultats de la classification ont ensuite été comparés avec les résultats d'inspection par le C scan et la tomographie à rayon X, afin d'établir un lien entre eux. Les résultats d'inspection par C-scan et tomographie permettent aussi d'étudier l'état de l'endommagement dans l'échantillon.

### 3.1 Les matériaux composites

Les échantillons utilisés dans les essais du projet sont fabriqués par la compagnie Bell Helicopter. Tous les échantillons ont été fabriqués avec des composites tissés en fibre de carbone/époxy. Les tissus utilisés dans la fabrication sont des tissus de taffetas (tissu équilibré), qui contiennent un même nombre de trames et de chaînes (Figure 4). Deux types d'échantillons sont conçus pour les différents types d'essais. Les échantillons du type A contiennent 8 plis de tissus de taffetas, avec l'empilement de  $[45/0/-45/90]_s$  (Figure 60). La dimension d'un échantillon est de  $306 \times 76 \times 1.6$  mm. Ils sont divisés en deux groupes: les échantillons ayant un défaut artificiel et les échantillons sans défaut artificiel. Le défaut artificiel induit dans l'échantillon est simulé par un film de Teflon de dimension  $12.7 \times 12.7$  mm, qui se situe entre les 3<sup>e</sup> et 4<sup>e</sup> couches, au centre de l'échantillon. Ces échantillons du type A sont utilisés durant les essais de traction et de compression en statique et en fatigue.

Les échantillons du type B ont une épaisseur double (3,2 mm), ils contiennent 16 plis de tissu de taffetas avec l'empilement  $[45_2/0_2/-45_2/90_2]_s$ . Ce type de l'échantillon a été conçu spécialement pour les essais de flexion en statique et en fatigue.

Les échantillons pour les essais dans la condition d'humidité sont traités dans un environnement avec une humidité contrôlée pendant un certain temps. Ensuite, les échantillons conditionnés sont conservés dans des sacs hermétiques pour conserver l'humidité. La Figure 59 présente tous les 3 types d'échantillon utilisés dans le projet.

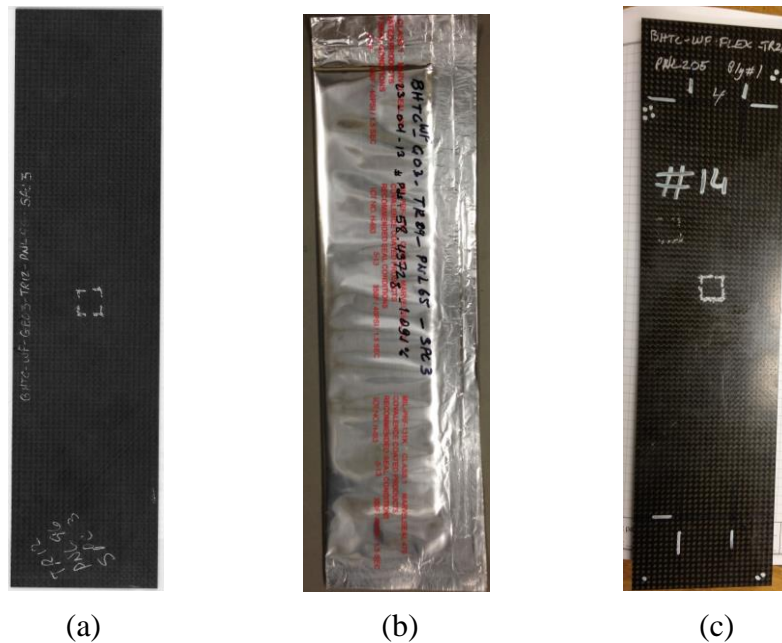


Figure 59: Échantillons utilisés dans les essais: (a)-échantillon du type A avec défaut, (b)-échantillon du type A conditionnés, dans le sac hermétique, (c)-échantillon du type B

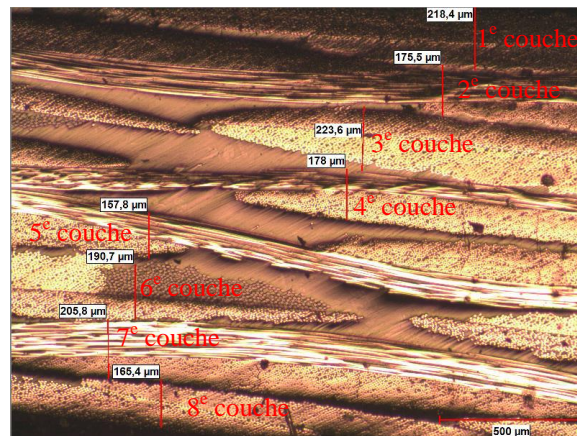


Figure 60: Empilement de  $[45/0/-45/90]_s$  de l'échantillon du type A sous microscope

### 3.2 Estimation de la vitesse de propagation des ondes de Lamb

La vitesse de propagation des ondes est un facteur des plus importants dans l'algorithme de localisation des sources de dommage par émission acoustique. Comme mentionné dans la section précédente (section 2.4.4), dans une structure en matériaux anisotropes, la vitesse de propagation varie selon l'orientation des fibres. Pour obtenir des résultats de localisation précis, il est important de trouver les vitesses de propagation les plus précises possible dans toutes les directions. L'estimation de la vitesse de propagation de l'onde a été effectuée sur les deux types d'échantillons (type A et B) utilisés dans les essais du projet. Cette partie présente les travaux d'estimation des échantillons de type A, afin de pouvoir choisir la méthodologie d'estimation.

Les mesures des vitesses ont été effectuées sur une plaque large (305×305 mm) qui a le même empilement et les mêmes caractéristiques que les échantillons d'essais. Une grande plaque a été utilisée pour éviter les effets de réflexion provenant des bords de la plaque. Les mesures sont réalisées dans les trois directions en prenant les angles de 0°, 45° et de 90° par rapport à l'axe neutre de la plaque (Figure 61).

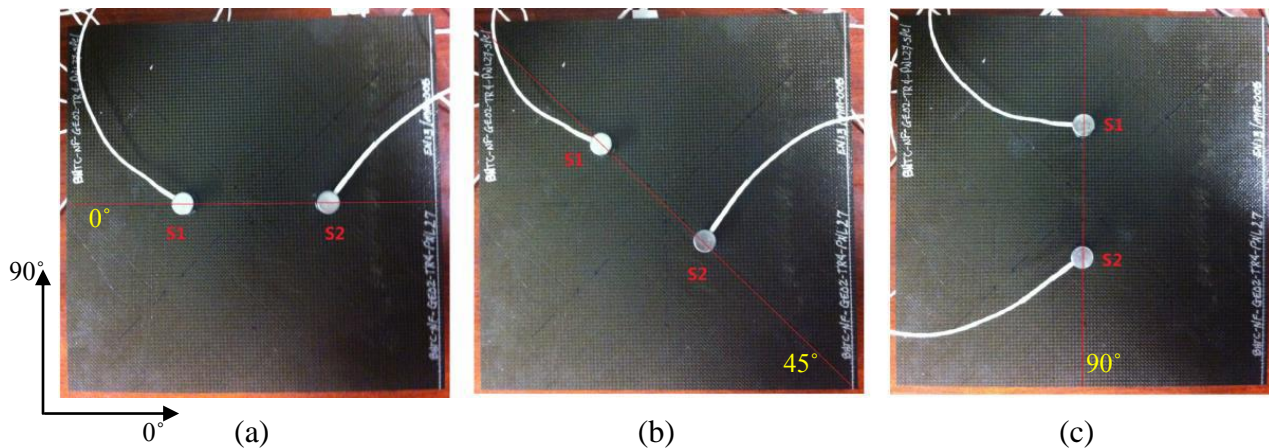


Figure 61: Mesure des vitesses de propagation en fonction de la direction des fibres:  
(a) 0°, (b) 45°, (c) 90°

Le principe de l'estimation de la vitesse de propagation consiste à effectuer le calcul inverse de celui de la méthode classique de localisation linéaire, afin de retirer la vitesse de propagation des ondes dans les trois directions. Pour la méthode classique de localisation

linéaire [55], le principe de la localisation est présenté dans la Figure 62 et calculé avec l'équation (12):

$$d_1 = 1/2(D - \Delta T \cdot V_g), \text{ d'où } \Delta T = |T_1 - T_2| \quad (12)$$

Ici,  $d_1$  et  $d_2$  représentent la distance du défaut aux capteurs 1 et 2 respectivement.  $D$  représente la distance totale entre les capteurs 1 et 2.  $T_1$  et  $T_2$  sont les temps d'arrivée au capteur 1 et 2, et  $V_g$  représente la vitesse du groupe d'ondes. Alors, en inversant l'équation (12), la vitesse du groupe peut être calculée par l'équation suivante avec les distances connues:

$$V_g = \frac{D - 2d_1}{\Delta T} \quad (13)$$

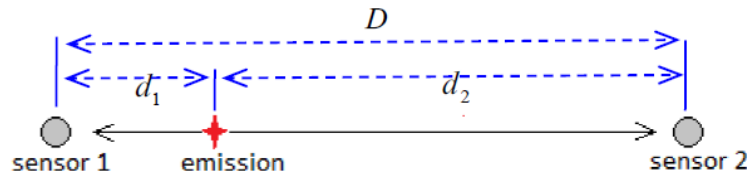


Figure 62: Représentation schématisée du principe de la localisation linéaire classique

La vitesse du groupe à estimer représente la vitesse d'onde du mode qui arrive en premier aux capteurs. Théoriquement, elle correspond à la vitesse du mode  $S_0$ , qui se propage normalement plus rapidement que les autres modes de propagation d'ondes.

Le système d'émission acoustique utilisé dans ce cas-ci est celui du système PAC de la compagnie MISTRAS. Le montage est composé de deux capteurs, de deux amplificateurs, deux câbles coaxiaux, du dispositif d'acquisition des signaux et du logiciel AEwin qui est installé sur un ordinateur. La source d'émission acoustique est simulée par la rupture d'une mine de crayon selon le standard ASTM E976. Pour chaque direction de mesure, deux distances d'excitation différentes ( $d_l$ ) sont utilisées: 2 mm et 4 mm (Figure 63). De plus, 3 excitations sont nécessaires pour chaque distance. La distance entre les deux capteurs ( $D$ ) est de 10 mm. Le but de la mesure est de trouver la différence entre les temps d'arrivée aux capteurs 1 et 2, afin d'obtenir le  $\Delta T$  qui sert au calcul de l'équation (13).

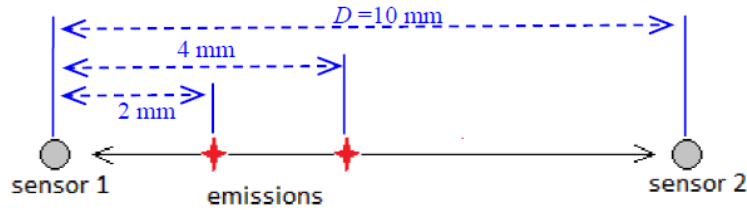


Figure 63: Représentation schématique des distances utilisées dans les mesures de la vitesse de propagation d'onde

Les mêmes mesures ont été effectuées sur la plaque pour les trois directions différentes, et les résultats sont présentés au Tableau 3. On peut remarquer que les trois vitesses obtenues sont proches. La vitesse la plus grande est celle dans la direction de  $45^\circ$ . Les vitesses des directions de  $0^\circ$  et de  $90^\circ$  sont moins grandes, et leurs valeurs sont presque identiques. Cela peut être causé par la quasi-isotropie de la plaque.

Tableau 3: Vitesses de propagation estimées (mode  $S_0$ )

Direction de propagation	Vitesse moyenne estimées (m/s)
$0^\circ$	4939
$45^\circ$	5249
$90^\circ$	5086

Dans le but de vérifier la validité des vitesses mesurées, des essais de localisation linéaire dans chaque direction de propagation ont été réalisés en utilisant un protocole existant dans le logiciel AEwin du système PAC, et en prenant les vitesses mesurés dans la dernière partie. Dans chaque direction, neuf excitations ont été effectuées, avec un espace de 1 mm entre eux (Figure 64). Les résultats de localisation sont présentés au Tableau 4. On peut constater que la précision de la localisation est acceptable, une erreur moyenne de moins que 4% a été observée.

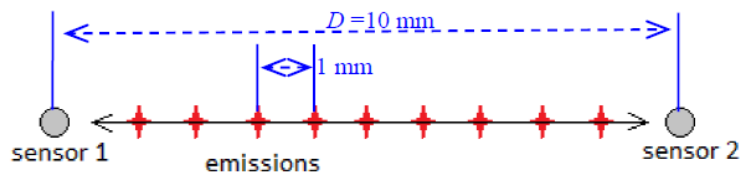


Figure 64: Les positions d'excitations pour les essais de vérification dans les 3 directions

Tableau 4: Résultats d'essai de localisation linéaire avec les vitesses estimées

Direction 0°: $V_g = 4939$ m/s, $S_0$		Direction 45°: $V_g = 5249$ m/s, $S_0$		Direction 90°: $V_g = 5086$ m/s, $S_0$	
Excitation (mm)	Localisée (mm)	Excitation (mm)	Localisée (mm)	Excitation (mm)	Localisée (mm)
2	2.13	2	1.7	2	1.95
3	2.96	3	2.95	3	3.1
4	3.93	4	4.1	4	4.1
5	5.08	5	4.9	5	5.25
6	5.91	6	6.1	6	6.07
7	6.8	7	6.9	7	7.07
8	7.9	8	7.7	8	8.07
9	8.87	9	9.1	9	9.05
Erreur moyenne	2.3%	Erreur moyenne	3.7%	Erreur moyenne	2.1%

Les vitesses de propagation dans les directions de 0° et de 90° ont aussi été calculées par *Kanouni* [52] avec un programme Matlab créé par Pierre-Claude Ostiguy et Nicolas Quagebeure du laboratoire GAUS du département de Génie mécanique de l'Université de Sherbrooke. *Kanouni* [52] a généré numériquement les courbes de dispersions pour les vitesses de phases et de groupes (Figure 65 et Figure 66), en se basant sur les propriétés des matériaux composites. Une mesure expérimentale de la vitesse des phases a également été réalisée avec un vibromètre laser dans le laboratoire du GAUS sur la grande plaque, afin de valider le calcul numérique. On peut constater que, pour une bande de fréquence de moins de 500kHz, les vitesses de phase estimées par la courbe de dispersion numérique et par la mesure expérimentale sont proches (Figure 66 et Figure 67, aux fréquences de 150kHz et 250kHz). Cela a prouvé la validation des résultats numériques sortis par le programme Matlab [52].

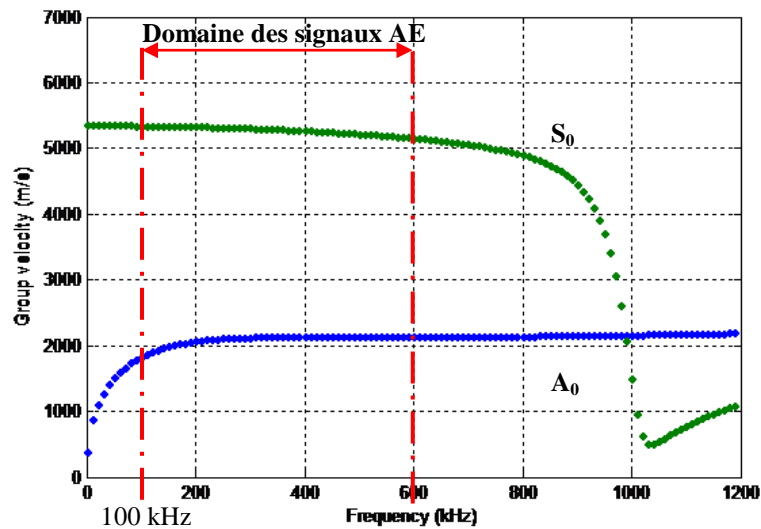


Figure 65: Courbe de dispersion de la vitesse de groupe (résultats numériques) [52]

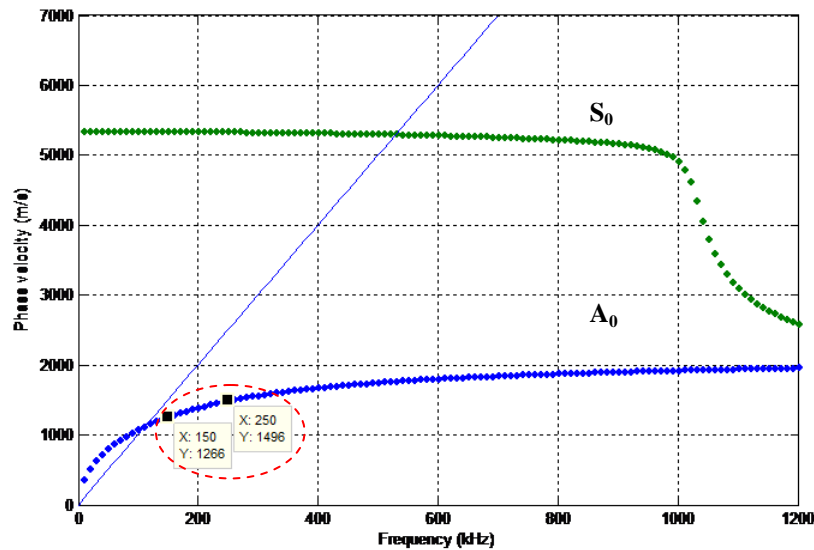


Figure 66: Courbe de dispersion de la vitesse de phase (résultats numériques) [52]: sur la courbe  $A_0$ , la vitesse de phase à 150kHz est de 1266 m/s, et celle à 250 kHz est de 1496 m/s.

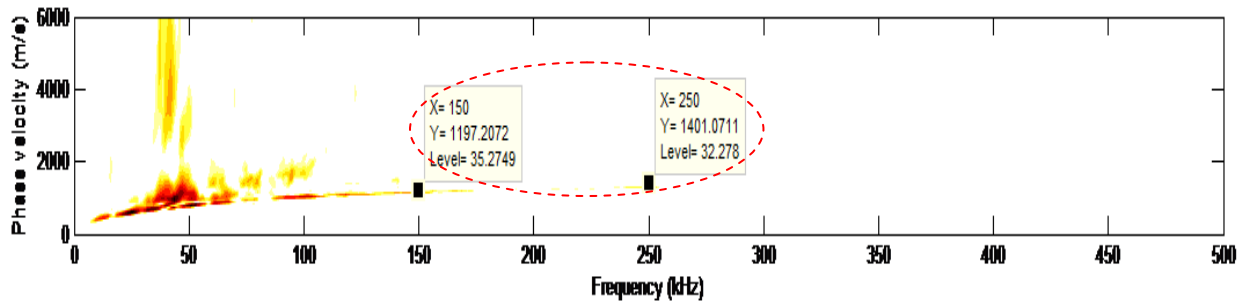


Figure 67: Courbe de dispersion de la vitesse de phase, résultats expérimentaux [52]. La vitesse de phase mesurée à 150 kHz est de 1197 m/s, et celle à 250 kHz est de 1401 m/s.

Concernant la vitesse de groupe du mode  $S_0$  dans l'intervalle de 100 à 600kHz, on peut remarquer que la vitesse de groupe est presque constante selon les résultats numériques (Figure 65). La valeur moyenne se situe autour de 5100 m/s, elle est très proche de celles trouvées par la méthode de rupture de la mine de crayon (tableau 3). En se basant sur cette comparaison, on peut conclure que les vitesses trouvées par la méthode de mine de crayon dans ce cas-ci sont valides.

L'estimation de la vitesse de groupe a aussi été effectuée sur les échantillons de type B ainsi que sur ceux de type A préparés en utilisant la même méthode. Les résultats sont présentés dans le Tableau 5. On peut remarquer que les vitesses des trois types d'échantillons sont



généralement proches. L'effet du conditionnement (humidité et température) n'a aucune influence importante sur la vitesse de propagation des ondes. Cependant, l'augmentation de l'épaisseur de l'échantillon modifie un peu la vitesse de propagation des ondes. Ainsi, une augmentation de 18 % a été remarquée pour les vitesses de propagation dans les directions de  $0^\circ$  et de  $45^\circ$ .

Tableau 5: Les vitesses de groupe mesurées pour les différents types d'échantillon

<b>Vitesse de groupe estimée du mode <math>S_0</math>, <math>V_g</math> (Unité : m/s)</b>			
<b>Direction de propagation</b>	<b>Échantillons type A</b>	<b>Échantillons type A (conditionnées)</b>	<b>Échantillons type B</b>
<b><math>0^\circ</math></b>	4939	5080	5825
<b><math>90^\circ</math></b>	5086	4825	4597
<b><math>45^\circ</math></b>	5249	5000	5880

### 3.3 Caractérisation du composite sous chargement statique en compression et flexion

Dans ce projet, plusieurs essais ont été réalisés avec différents chargements en statique et en fatigue, afin d'étudier le comportement mécanique des échantillons. La méthode d'émission acoustique a été appliquée à tous les essais. Dans les essais statiques, trois types de chargements ont été effectués dans l'environnement ambiant : tension, compression et flexion. Les essais statiques en tension ont été réalisés par *Kanouni* [52]. Dans le cas présent, seulement les essais statiques en compression et flexion sont présentés. Les signaux d'EA ont été collectés durant les essais afin de déterminer la force correspondant au seuil d'initiation de l'endommagement. Pour la partie en fatigue (section 3.4), les essais en tension-tension ont été réalisés sous plusieurs conditionnements environnementaux: condition ambiante, condition à haute température (82°C et 120°C), condition avec humidité et condition combinant la température et l'humidité. De plus, deux différentes fréquences de cyclage (7Hz et 15Hz) ont été employées pour étudier l'influence du facteur de fréquence sur la durée de vie en fatigue des échantillons. La méthode de localisation par EA a été appliquée durant les essais de fatigue pour localiser les endommagements naissants dans la région autour du défaut artificiel, afin de déterminer le seuil d'initiation des dommages générés à partir du défaut artificiel.

Tous les essais du projet ont été réalisés dans les laboratoires du département de Génie mécanique de l'Université de Sherbrooke, de l'École de Technologie Supérieure (ÉTS) et de l'École Polytechnique de Montréal, en collaborant avec l'équipe de l'ÉTS au sein du projet CRIAQ-CRSNG-COMP407.

#### 3.3.1 Essais statiques en compression

Les essais statiques en compression consistent ici à déterminer le seuil d'initiation d'endommagement et la force de rupture des échantillons. Les résultats devront permettre de déterminer les niveaux de chargement durant les essais de fatigue en compression.

Deux systèmes de surveillance ont été appliqués durant les essais : le système de caméra vidéo et le système d'EA. Le système de caméra consiste à surveiller la déformation hors plan de

l'échantillon, afin de déterminer la charge à partir duquel l'échantillon subira du flambage, tandis que le système d'EA est employé pour écouter les endommagements se produisant durant le chargement en compression.

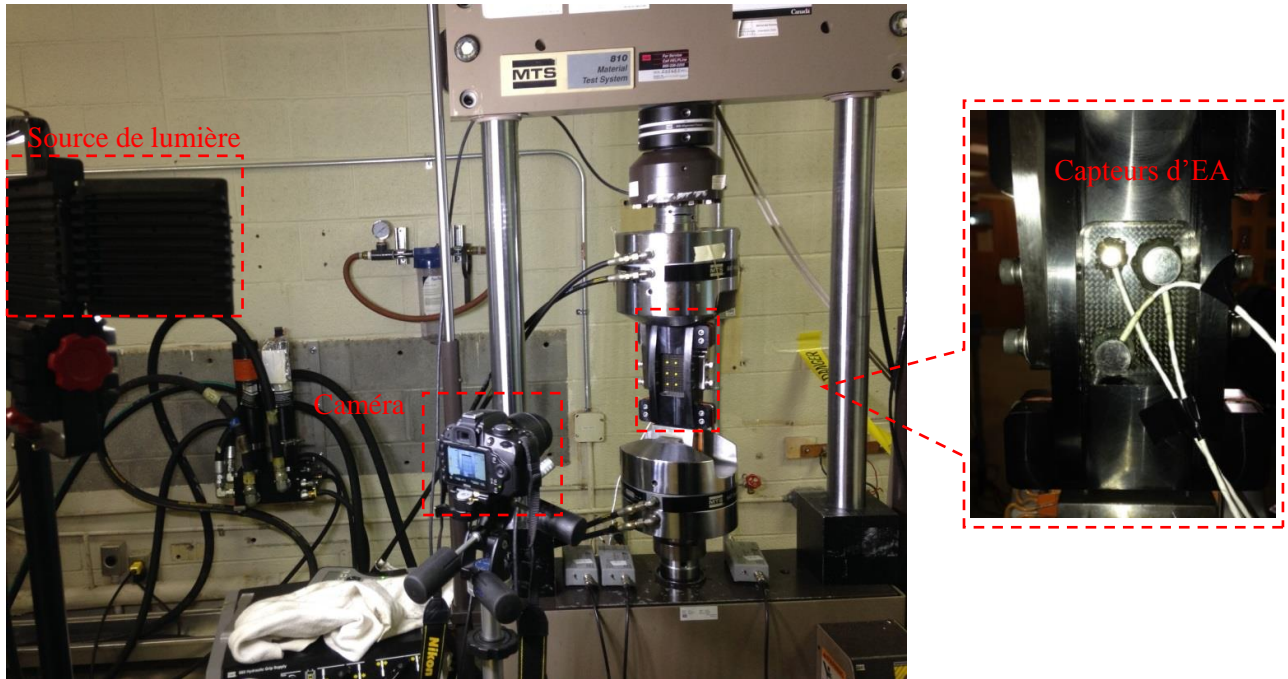


Figure 68: Montage d'essai de compression avec le système de surveillance par caméra et par émission acoustique

Les échantillons utilisés durant les essais sont des échantillons de type A, qui ont été déjà présentés dans la section 3.1. Le montage de compression a été conçu spécialement pour garder l'échantillon vertical et minimiser les déplacements hors plan durant l'essai de compression (Figure 69). Il est constitué de quatre composantes: deux pièces d'encadrement et deux supports en acier. L'échantillon est encastré entre les deux encadrements, qui sont attachés par des boulons. Des billes d'acier sont incrustées dans les surfaces des encadrements pour réduire le frottement entre l'échantillon et les surfaces des encadrements. Les supports en acier sont utilisés pour attacher les encadrements et la mâchoire de la machine MTS et pour renforcer la stabilité du montage. L'espace entre le montage de compression et les mâchoires de MTS varie entre 2 mm et 3 mm. Les capteurs d'EA ont été collés sur la surface de l'échantillon au travers la fenêtre du montage (76×50 mm) en utilisant de la silicone chaude.

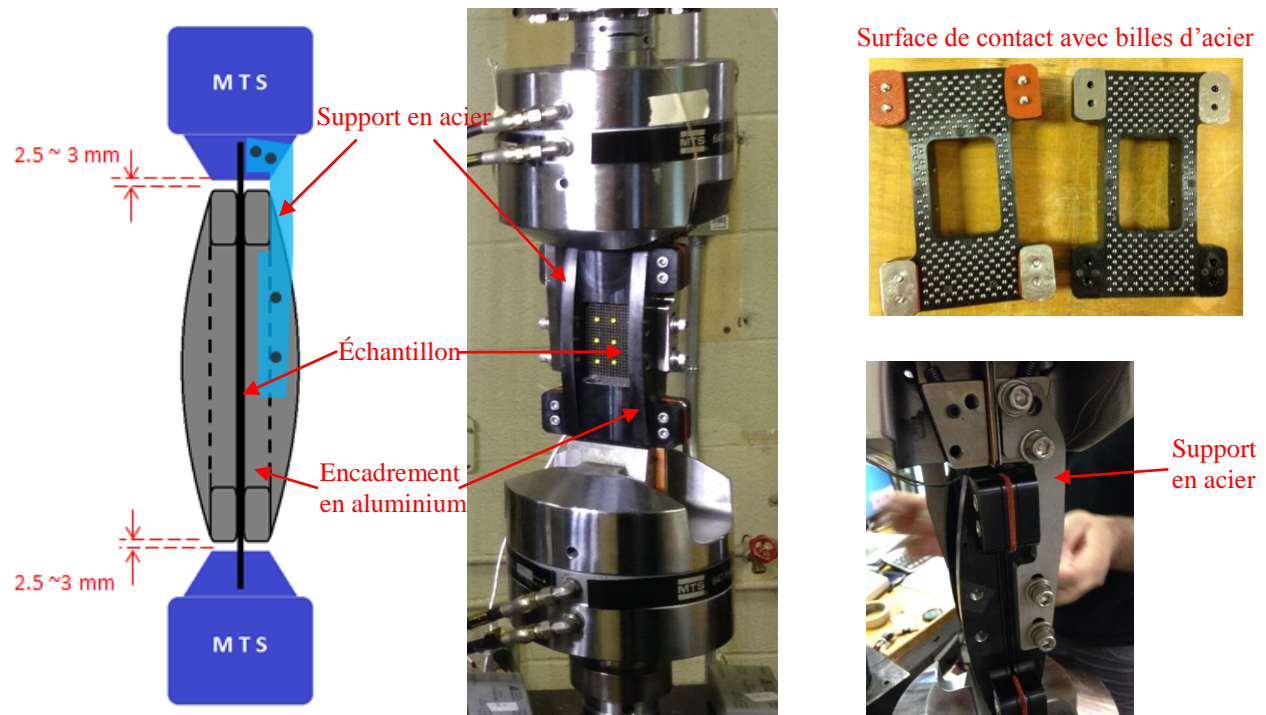


Figure 69: Montage d'essai statique en compression

Des essais statiques en compression ont été réalisés dans le laboratoire de l'École Polytechnique de Montréal en collaboration avec l'équipe de l'ÉTS. Six échantillons ont été testés, dont trois se sont brisés. Le déplacement maximal était de 2.5 mm. Cette limite a été déterminée par les essais précédents, dans lesquels des échantillons ont cédé.

Le système d'EA utilisé dans ce cas est composé de trois sondes d'EA. Dans ce cas, le système d'EA a été employé surtout pour la surveillance de l'initiation de l'endommagement dans les échantillons, la localisation n'ayant pas été effectuée à cause de la multitude de réflexion sur les bords de la fenêtre de montage, qui influence beaucoup la précision de la localisation des sources d'endommagement.

Les essais ont été divisés en deux parties. Dans la première partie, trois échantillons de type A ont été chargés en compression jusqu'à la rupture: deux échantillons présentant un défaut artificiel et un échantillon sans défaut artificiel. Les essais ont été contrôlés par le déplacement. La deuxième partie a consisté à déterminer le seuil de flambage en appliquant trois niveaux de chargements différents: 10 kN, 15 kN et 30 kN sur les échantillons de type A ayant un défaut artificiel.

Les résultats des essais sont présentés dans le Tableau 6. D'abord, la force moyenne de compression lors de la rupture des trois premiers échantillons était d'environ 33,8 kN. En effet, on peut remarquer que les forces de rupture des échantillons sans défaut (les échantillons #1 et #2) sont un peu plus grandes que celles du coupon ayant un défaut (l'échantillon #3). Le même effet a aussi été remarqué au seuil d'initiation détecté par l'EA. En se basant sur ces résultats, on peut conclure que la présence du défaut a une influence sur la résistance en compression. D'un autre côté, l'effet de flambage a été observé avant la rupture chez les trois premiers échantillons. En revanche, il n'y a eu aucune présence de flambage lors des essais #4 et #5, pour lesquels les forces de compression sont de moins de 16 kN. Il n'y a pas eu non plus d'émission acoustique produite durant ces deux essais. L'essai #6 était un essai comportant une force de compression de 30 kN sans rupture (l'essai a été arrêté juste avant la rupture finale afin de conserver l'échantillon). Le flambage et la détection d'émission acoustique ont été observés durant cet essai.

Tableau 6: Résumé des essais statiques en compression

No.	Code d'échantillon	Rupture	Force maximale(kN)	Seuil d'EA(kN)	Flambage
1	BHTC-NF-GEO1-TR3-PNL24-SPC3	Oui	34.4	22	Oui
2	BHTC-NF-GEO1-TR5-PNL31-SPC3	Oui	34.3	23	Oui
3	BHTC-WF-GEO3-TR3-PNL71-SPC2	Oui	32.8	20	Oui
4	BHTC-WF-GEO3-TR12-PNL97-SPC3	Non	10.3	Non détecté	Non
5	BHTC-WF-GEO3-TR7-PNL44-SPC3	Non	15.2	Non détecté	Non
6	BHTC-WF-GEO3-TR13-PNL102-SPC2	Non	30.1	24	Oui

La Figure 70 présente les résultats de l'activité acoustique de l'échantillon #3 en fonction de la courbe force-déplacement. On peut constater que l'échantillon a commencé à émettre à un déplacement de 1 mm, qui correspond à une force de compression de 20 kN. Les signaux d'EA collectés à ce moment se sont présentés avec une fréquence basse et une amplitude relativement petite. Par la suite, l'intensité d'EA augmente graduellement, jusqu'au moment de la rupture où l'activité de l'émission acoustique est fortement saturé. Les signaux captés au moment de la rupture présentent de hautes fréquences. La saturation sur l'amplitude des signaux a également été observée. Ces signaux de haute énergie peuvent correspondre à l'écrasement des torons ou à la rupture des fibres (*kink band*) dans la direction du chargement. L'effet de flambage a également été détecté par le système de surveillance avec caméras. L'effet de flambage apparaît sur l'échantillon juste avant le seuil d'initiation de l'émission

acoustique, qui correspond à un chargement de 19 kN. Le chargement de rupture de cet échantillon est de 32.8 kN.

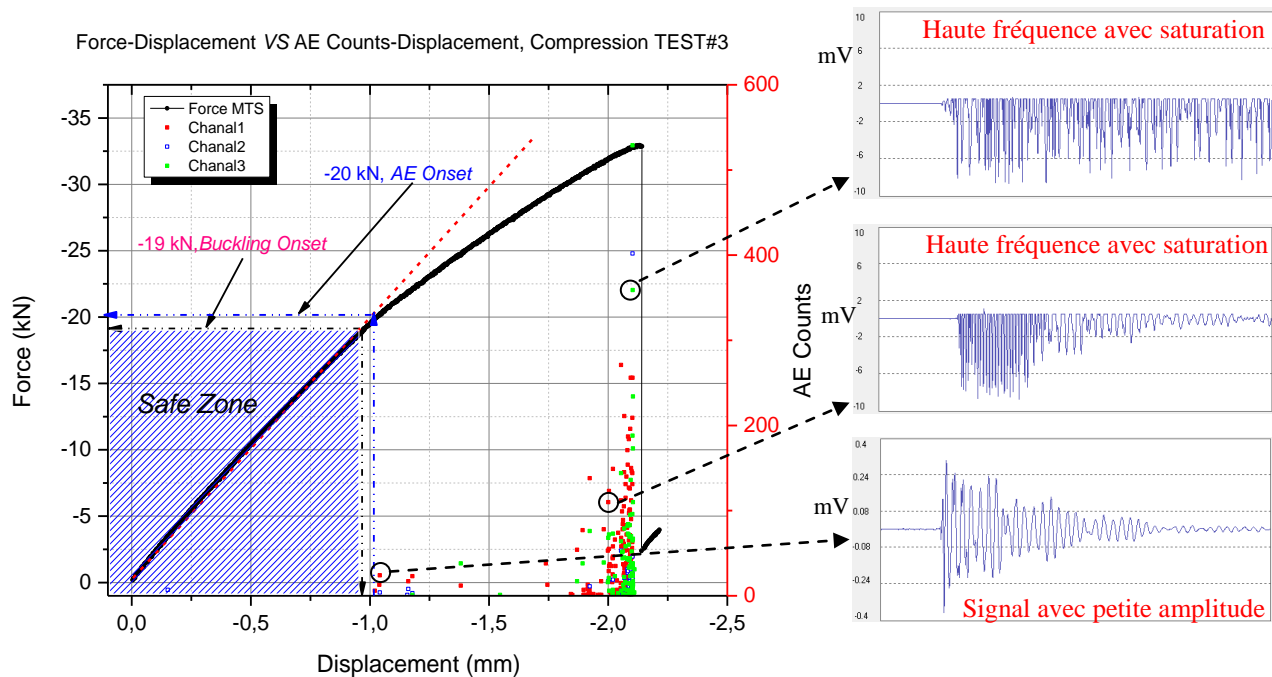


Figure 70: Exemple d'un analyse mono-paramétrique des signaux d'EA (échantillon #3)

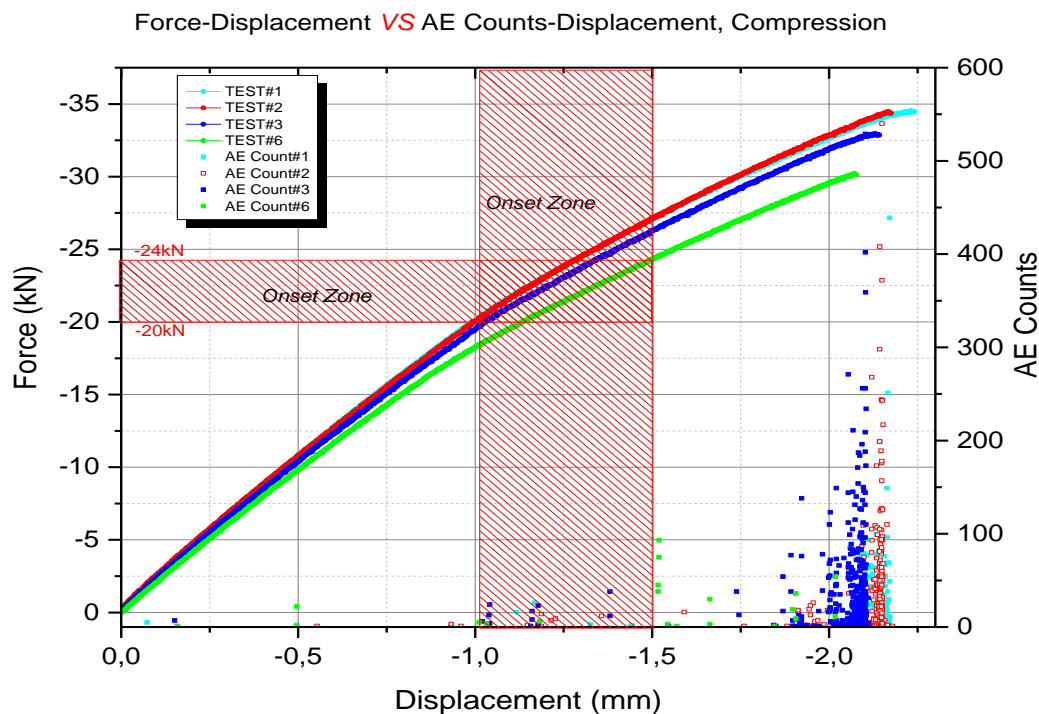


Figure 71: Zone d'initiation détectée par émission acoustique (Analyse de Count)

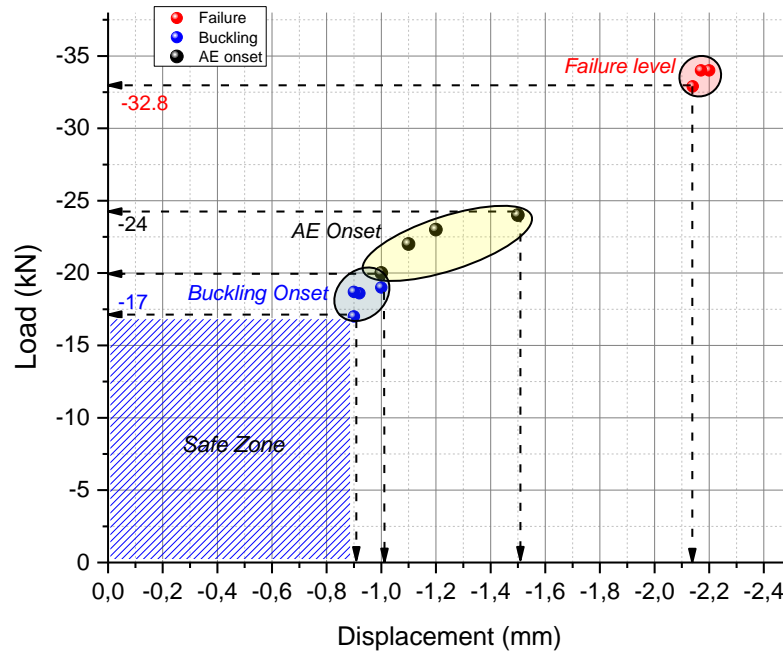


Figure 72: Sommaire des chargements critiques pour les essais de compression: zone de sécurité (zone ombragée), flambage (points bleus), seuil d'émission (points noirs), rupture (points rouges)

La Figure 71 regroupe les résultats d'analyse d'EA des quatre échantillons. On peut constater que les émissions acoustiques pour les quatre échantillons commencent dans un intervalle de déplacement situé entre -1.03 et -1.52 mm. Cet intervalle de déplacement correspond à un intervalle de chargement de compression compris entre -20kN et -24kN. À ce moment, des dommages dans les échantillons commencent à être observés, et le comportement mécanique des échantillons devient non linéaires jusqu'à la rupture, qui se situe dans un intervalle de chargement compris entre -32.8 kN et -34.4 kN.

La Figure 72 présente le sommaire des niveaux de chargements critiques obtenus pour les essais statiques en compression. D'abord, aucun flambage n'a été observé pour un chargement de compression de moins de -17kN. Ce résultat a permis de définir une zone de sécurité en compression pour les échantillons de type A, dans laquelle le comportement mécanique reste linéaire, et qui ne présente aucun endommagement. Le seuil d'initiation des endommagements détecté par EA se situe dans un intervalle compris entre -20kN et -24kN. Cette zone d'initiation se situe juste après la zone de flambage. Enfin, la limite de la rupture des échantillons se situe dans un intervalle entre -32.8 kN et -34.4 kN. Ces limites de chargement seront utilisées comme référence pour déterminer le niveau de chargement dans les essais de



fatigue en compression. La Figure 73 présente le facies d'endommagement à la rupture de l'échantillon.

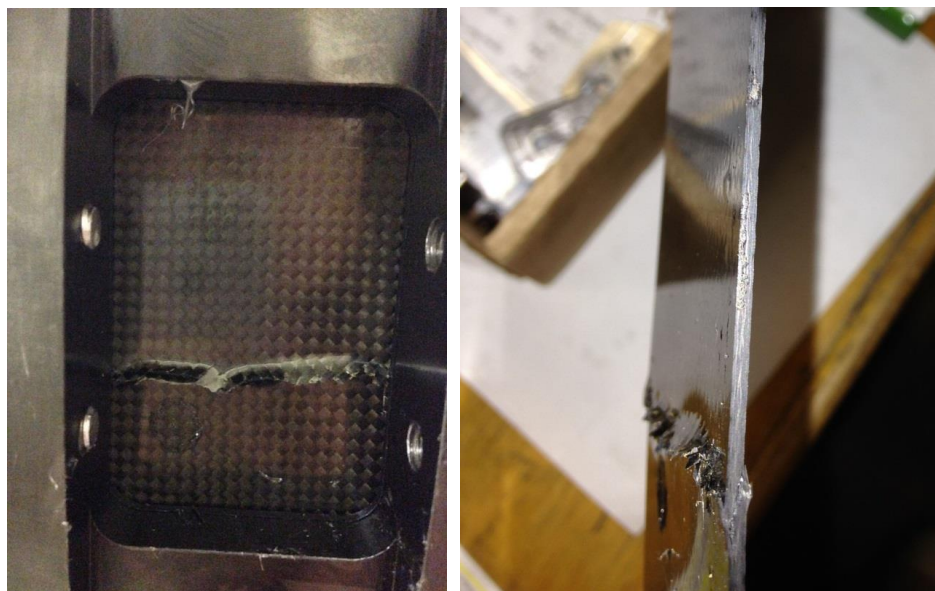


Figure 73: Facies d'endommagement obtenus après l'essai statique en compression



### 3.3.2 Essais statiques en flexion

Les essais statiques en flexion ont pour objectif d'étudier le niveau de chargement à partir duquel le défaut artificiel se propage et de déterminer le seuil de l'initiation des endommagements. Les échantillons utilisés dans ce cas sont ceux de type B, qui ont été présentés à la section 3.1. Ces échantillons, ayant une épaisseur doublée, sont conçus spécialement pour favoriser les délaminages intra-plis durant les essais de flexion. Le système d'EA a été appliqué durant les essais pour effectuer une surveillance en temps réel, afin de déterminer les seuils du début des dommages dans les échantillons. Les essais sont réalisés au laboratoire de matériaux de l'École Polytechnique de Montréal.

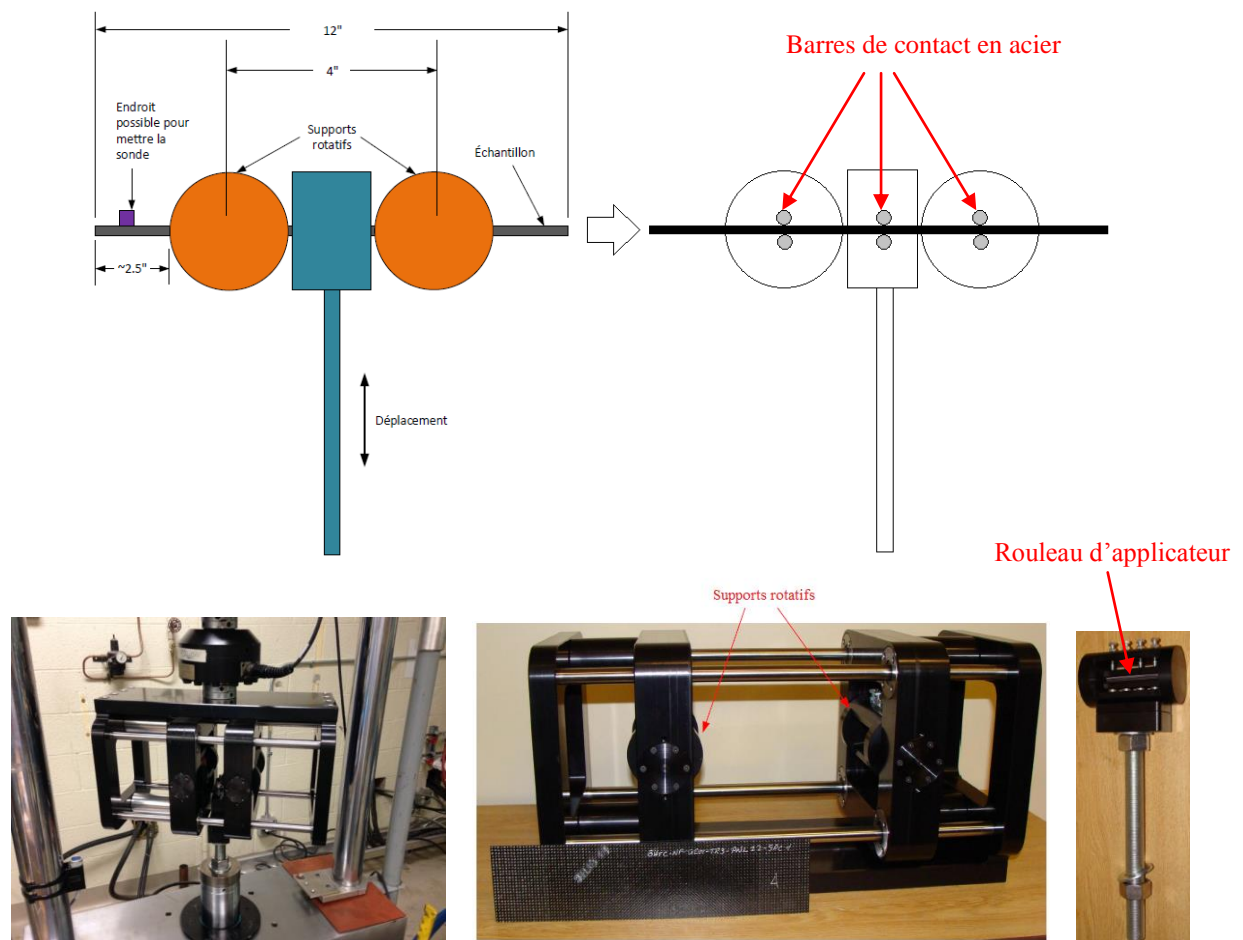


Figure 74: Montage d'essai statique en flexion

Un montage d'essais de flexion à trois points a été spécialement fabriqué (Figure 74). L'échantillon placé dans le montage est soutenu par deux supports rotatifs. Un troisième appui rotatif est utilisé comme applicateur de déplacement ou de chargement, il est connecté au piston de la machine MTS. Le déplacement ou la force peuvent être négatifs ou positifs, selon les conditions de l'essai.

Le système d'EA contient quatre sondes d'EA permettant de fournir une surveillance d'EA continue et une localisation en temps réel. Les quatre sondes d'EA ont été attachées à la surface de l'échantillon en utilisant deux attaches en aluminium (Figure 75). La zone bleue (zone encerclée) représente la région d'intérêt de la localisation d'EA.

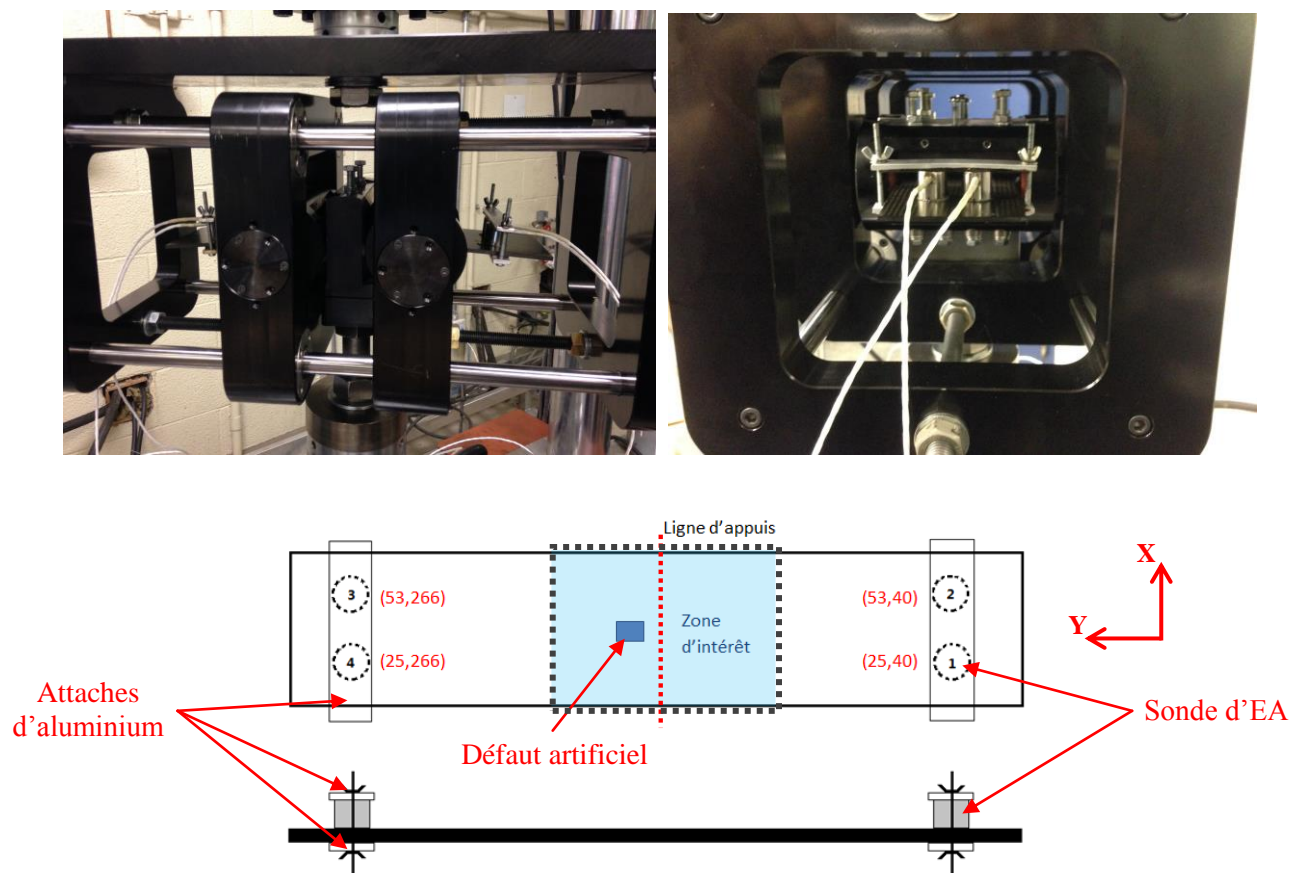


Figure 75: Installation des capteurs d'EA et les zones de surveillance pour la localisation

Trois types d'essais ont été réalisés : le type A, le type B et le type C (Figure 76). L'essai de type A consiste à appliquer la force sur la surface de la première couche du stratifié, tandis que l'essai de type B impose une force sur la surface de la dernière couche du stratifié. L'essai de

type C est un essai quasi-statique composé de plusieurs montées et descentes, afin de réaliser une étude qui reproduit l'effet de Kaiser.

Dix-sept échantillons ont été testés par flexion. La comparaison entre les deux types d'essais (du type A et du type B) servait à évaluer l'influence de la position du défaut à travers l'épaisseur sur l'initiation des endommagements et la limite à la rupture. L'essai de type C servait à étudier l'évolution du module effectif en flexion à différents niveaux de chargement choisis: 2 kN, 3.1kN, 3.3kN et 3.6 kN.

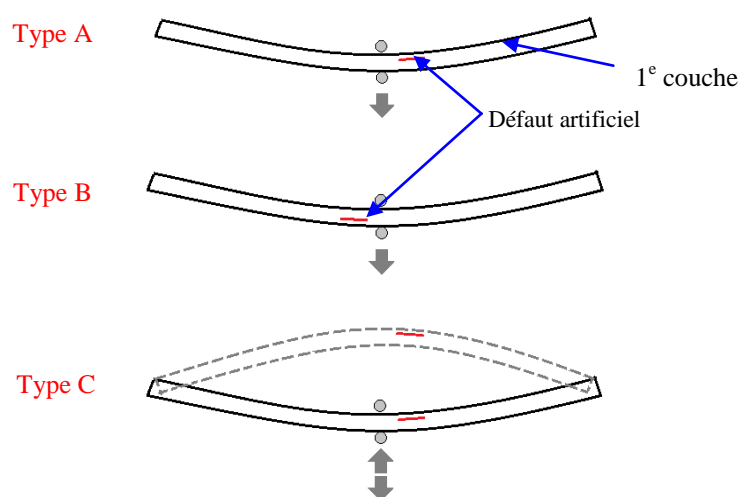


Figure 76: Nature des essais statiques en flexion

Les essais de type A et B ont été réalisés sur la machine de MTS en utilisant le contrôle en déplacement. Un taux de déplacement de 2 mm/min a été utilisé pendant tous les essais de type A et B. L'essai se termine lorsque l'échantillon a atteint la rupture. Pour l'essai de type C, le taux de déplacement était de 3 mm/min et l'essai a été contrôlé par la force. Le programme d'essai de type C était composé de quatre procédures de montée et de descente.

Le Tableau 7 présente tous les résultats des dix-sept essais réalisés. Les résultats des essais #4 et #8 ne sont pas valides à cause de problèmes techniques qui se sont produits durant les essais mécaniques. Dans le Tableau 7, on peut constater que les valeurs de forces de rupture moyennes des essais de type A et B sont très proches. Par contre, la force moyenne correspondant à l'initiation d'EA de type A (2.6 kN) est un peu plus grande que celle de type B (2.4 kN). Cette différence peut être expliquée par la position du défaut artificiel dans la

procédure d'appuis (Figure 76). L'essai #13 présente les résultats des essais de type C, pour lesquels il n'y avait pas de dommages visibles.

Tableau 7: Résultats des essais statiques en flexion

No.	Échantillon	Type d'essai	Force à la rupture (kN)	Initiation (AE) (kN)	Note
#1	WF-FLEX-PNL196-SPC1	Type B	3.95	2.75	Surface écrasée
#2	WF-FLEX-PNL194	Type B	3.8	2.2	Surface écrasée
#3	WF-FLEX-PNL197	Type A	4.2	3.16	Surface écrasée
#4	WF-FLEX-PNL196	Type C	\	\	Non-valide
#5	WF-FLEX-PNL207-SPC2	Type A	3.83	2.26	Surface écrasée
#6	WF-FLEX-PNL206-SPC1	Type A	3.8	2.7	Surface écrasée
#7	WF-FLEX-PNL194-SPC2	Type A	4.11	\	PC-bloqué, SF non-écrasée
#8	WF-FLEX-PNL201	Type A	\	\	Non-valide
#9	WF-FLEX-PNL207-SPC2	Type A	4.07	2.5	Surface non écrasée
#10	WF-FLEX-PNL199-SPC4	Type A	3.75	2.53	SF-écrasée partielle
#11	WF-FLEX-PNL195-SPC2	Type A	3.95	2.9	Surface non écrasée
#12	WF-FLEX-PNL213-SPC4	Type A	3.7	2.5	Surface écrasée
#13	WF-FLEX-PNL205-SPC3	Type C	\	2.6	Endommagement non visible
#14	WF-FLEX-PNL205-SPC4	Type B	3.71	2.3	Surface non écrasée
#15	WF-FLEX-PNL213-SPC2	Type B	3.92	2.4	Surface écrasée
#16	WF-FLEX-PNL196-SPC2	Type B	4.11	2.2	Surface écrasée
#17	WF-FLEX-PNL197-SPC4	Type B	3.6	2.3	Surface non écrasée
Moyenne		Type A	3.9	2.6	
		Type B	3.85	2.4	

La Figure 77 présente l'activité de l'émission acoustique en fonction du chargement pour l'essai #14. Les résultats de la localisation par EA sont présentés à la Figure 77-(a). Les points rouges représentent les sources d'émissions détectées et localisées par le système d'EA dans la région d'intérêt. La Figure 77-(b) montre une comparaison entre la courbe de chargement-déplacement et la courbe d'événements d'EA cumulés obtenus par la localisation. On peut constater que l'activité acoustique qui correspond à l'initiation de l'endommagement, s'enclenche lorsque le déplacement atteigne 9.2 mm pour une force de 2.3kN. En effet, la non linéarité de la courbe de chargement-déplacement se présente presque au même déplacement que celle du début d'EA. La zone verte représente la zone de sécurité, dans laquelle il n'y a aucun endommagement. Les signaux d'EA exposés dans la Figure 77-(c) sont analysés à différents moments durant l'essai. Les signaux A et B ont été captés immédiatement après l'initiation d'EA. En comparant avec le signal C qui a été capté à la rupture, les signaux A et B ont une amplitude beaucoup moins grande. Ces types de signaux d'EA (signaux A et B) peuvent être créés par la microfissuration de la matrice. Par contre, le signal C est associé à des mécanismes de rupture énergétiques pouvant englober le délaminage macroscopique ou la rupture des fibres.

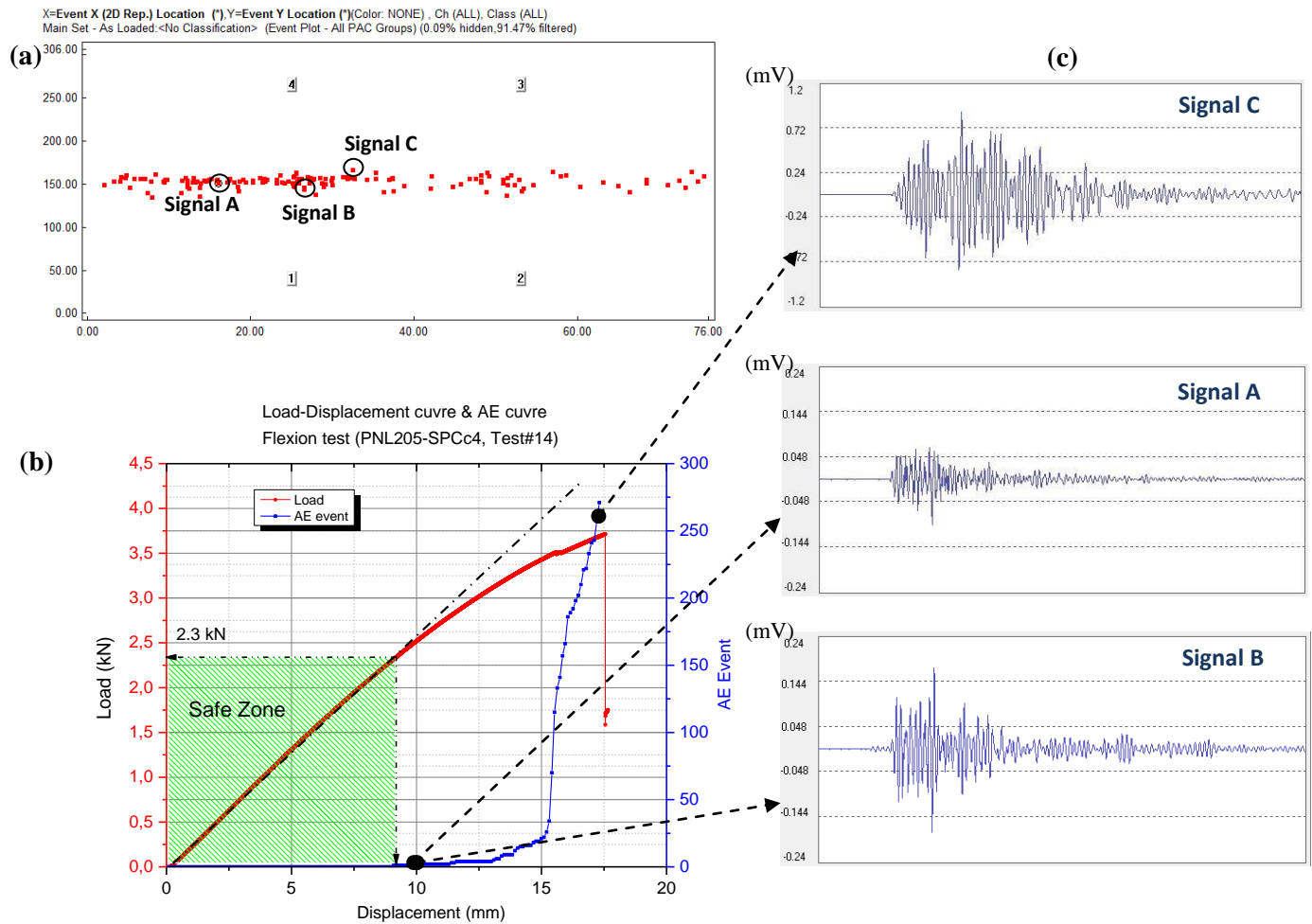


Figure 77: Activité acoustique en fonction du chargement de l'essai #14: (a)-événements d'EA cumulés, (b)-courbe de chargement vs courbe d'EA, (c)- exemples des signaux d'EA

La Figure 78 regroupe toutes les courbes des essais de type A et B. Les courbes de déplacement en fonction du chargement et les courbes d'EA cumulées pour chaque essai sont exposées simultanément en différentes couleurs. Des analyses semblables à celles présentées à l'essai #14 ont été réalisées pour chaque essai. Trois différentes zones ont été déterminées et présentées aux Figures 78 et 79. La première zone est la zone sécuritaire, dans laquelle il n'y a aucun endommagement. La zone de l'initiation des endommagements se situe dans un intervalle de 2.2 kN à 3.2 kN. Cette zone expose les niveaux d'initiation des endommagements détectés par la méthode d'émissions acoustiques. La troisième zone se trouve entre les seuils d'endommagement et les limites de rupture. Elle peut être considérée comme la zone de propagation des endommagements dans les échantillons pendant les essais.

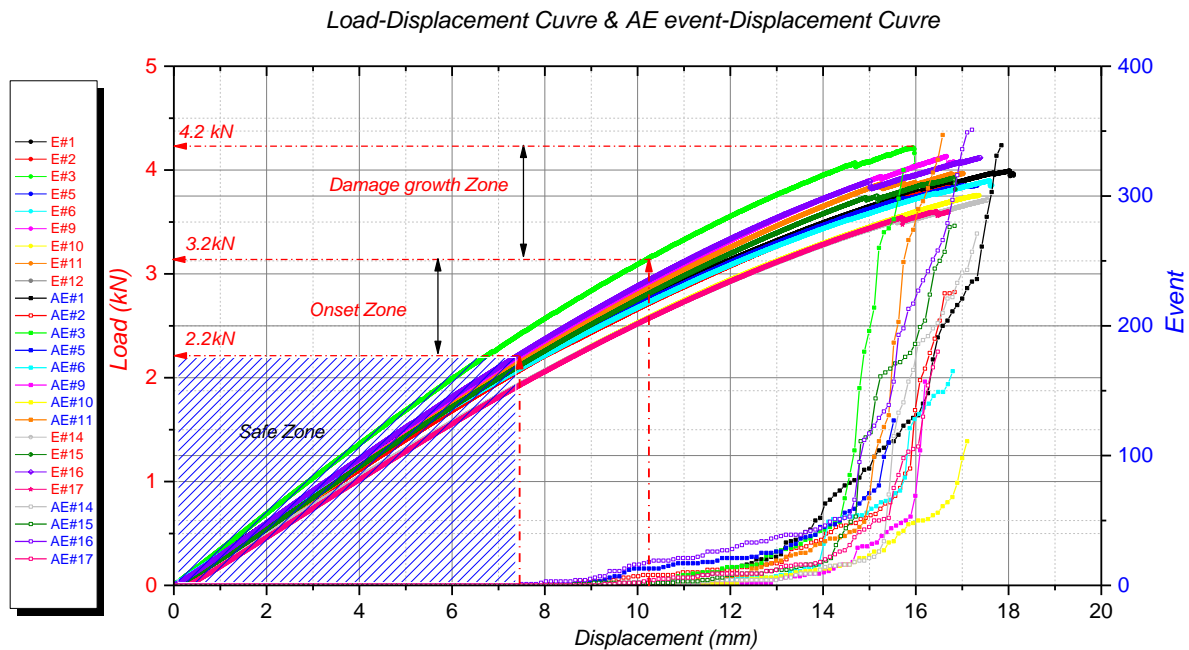


Figure 78: Résumé des courbes de déplacement en fonction du chargement et les courbes d'EA en fonction du déplacement pour les essais de flexion

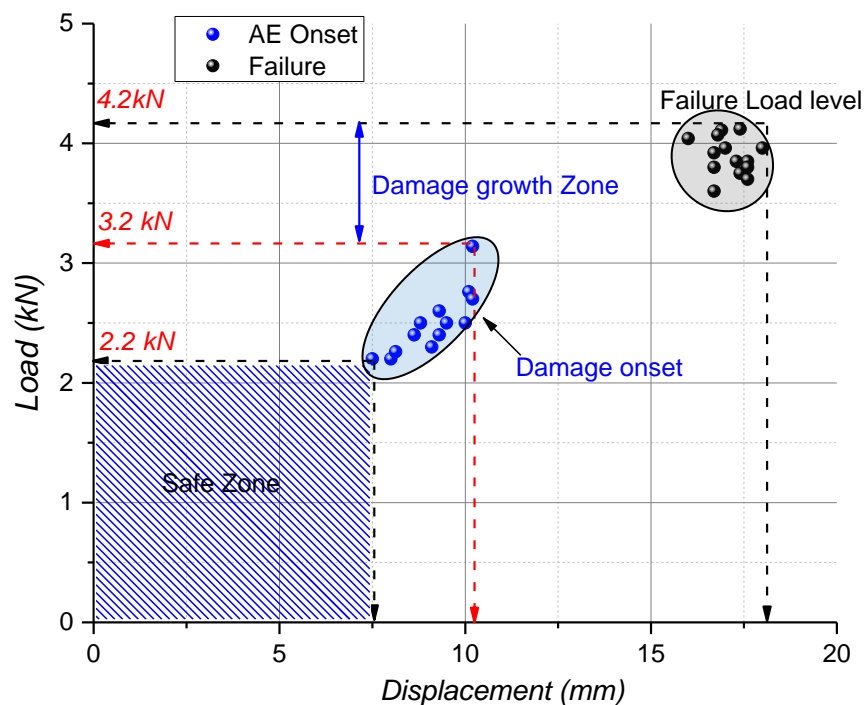


Figure 79: Résumé des résultats (seuils d'initiation) pour les essais statiques en flexion



La Figure 80 illustre les résultats obtenus durant l'essai #13 de type C. La courbe en noir représente la courbe de déplacement(ou temps)-chargement obtenue en flexion alternée. Elle comprend trois montées et descentes complètes et une dernière montée jusqu'à la fin de la procédure (3.6 kN). La courbe en bleu est celle des événements cumulatifs d'EA qui sont captés durant les montées et les descentes. On peut d'abord remarquer que, pour un chargement inférieur à 2 kN, aucun signal d'EA n'a été détecté. En effet, l'EA a commencé durant la 2<sup>e</sup> montée, lorsque le chargement a dépassé 2.4 kN. Le même effet a été remarqué durant la 2<sup>e</sup> descente à la force de -2.1 kN. Pendant la 3<sup>e</sup> montée, la force a augmenté jusqu'à 3.3 kN, et aucune émission n'a été détectée. Par ailleurs, durant la descente, des émissions ont été constatées à -2.8 kN, ce qui est un résultat plus émissif que celui de la 2<sup>e</sup> descente (-2.1 kN). Enfin, durant la dernière phase de l'essai, le chargement continue à augmenter jusqu'à un niveau de chargement égale à 3.6 kN. Les émissions acoustiques ont été captées à partir de 3.3 kN, ce qui est plus élevé que la valeur détectée pendant la 2<sup>e</sup> montée (2.4 kN). Cet effet de discontinuité sur la détection d'EA porte le nom d'« *Effet de Kaiser* », il se traduit lors d'une seconde sollicitation par une émissivité acoustique très faible ou nulle tant que le niveau local des contraintes ne dépasse pas la valeur précédemment atteinte.

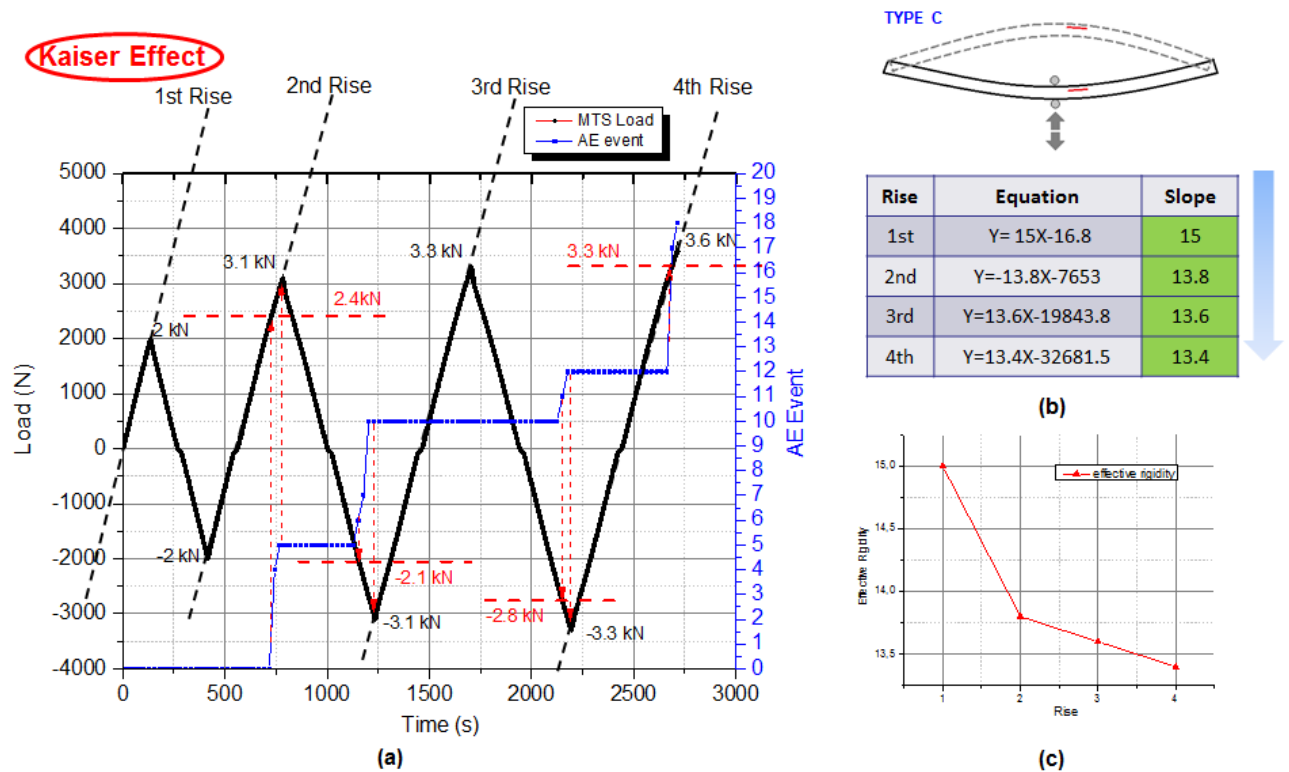
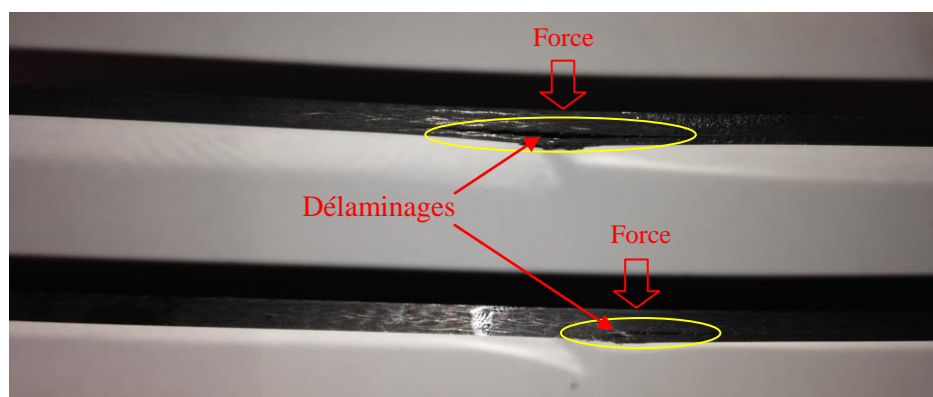


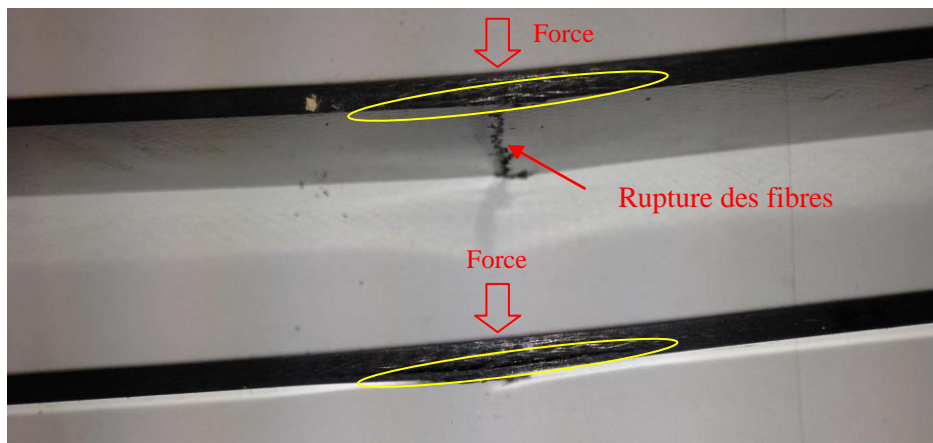
Figure 80: Analyse de l'essai du type C (l'effet de Kaiser)

Dans la Figure 80-(b), on peut voir que la pente de chaque montée, qui représente la rigidité effective de l'échantillon, diminue en fonction de la montée et donc en fonction de l'accumulation des endommagements au sein du composite lorsque soumis à une flexion alternée. Cela est également visualisé par la courbe présentée dans la Figure 80-(c).

Les faciès de rupture des échantillons sollicités en flexion sont présentés dans les Figures 81 et 82. D'abord, on peut constater que les endommagements aux couches en compression sont toujours faits par écrasement des torons (*kink band*) (Figure 82) et celles aux couches en tension sont par la rupture des fibres (Figure 81-(b)). On peut également remarquer que, pour tous les types d'essais (type A et B), la position du délaminage est toujours proche des couches en tension et ne dépend pas du type d'essai, c'est-à-dire que la position du défaut artificiel n'influence pas la position du délaminage globale de l'échantillon.



(a)



(b)

Figure 81: Délaminages présentés dans les échantillons après les essais statiques en flexion



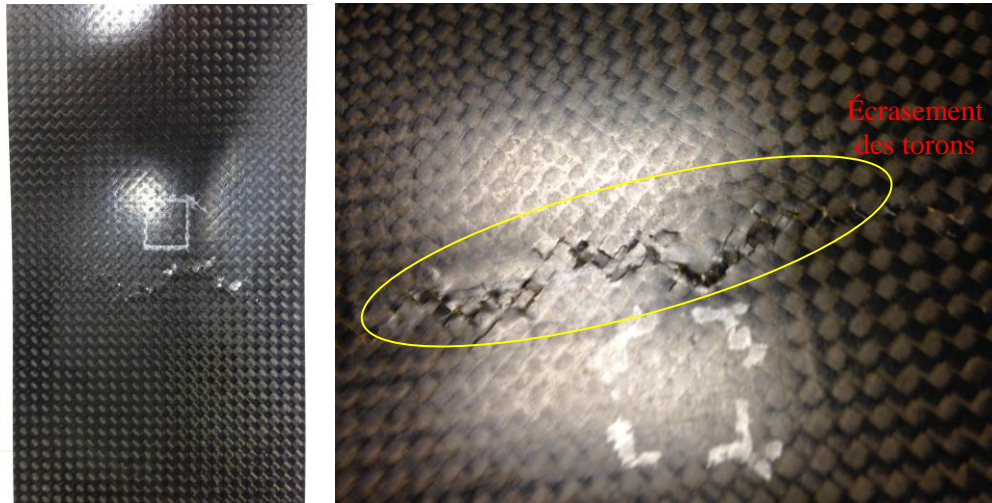


Figure 82: Écrasements dans les couches supérieures de l'échantillon (essais statique en flexion)

En conclusion, les essais statiques en flexion ont été effectués avec succès. Les trois intervalles du chargement ont été déterminés. Premièrement, la zone sécuritaire se trouve en dessous d'une force de 2.2 kN, dans laquelle aucun endommagement n'a été détecté. Les initiations des émissions acoustiques dans la zone d'intérêt ont été détectées dans un intervalle de 2.2 kN à 3.2 kN. Cet intervalle du chargement contient tous les seuils d'initiation déterminés par la méthode d'EA pour tous les essais de type A et B. On peut remarquer aussi que les seuils d'initiation sont dispersés, cela peut être causé par les différentes positions du défaut artificiel. Enfin, les forces de rupture des échantillons se concentrent autour d'un chargement de 3.88 kN.

L'effet Kaiser a bien été observé durant l'essai de type C (essai #13). L'augmentation du seuil d'initiation (chargement) en fonction de la montée et de la descente a également été remarquée. La dégradation de la rigidité de l'échantillon était évidente, d'après la diminution de la rigidité effective présentée à la Figure 80-(c).

### 3.4 Caractérisation du composites sous chargement en fatigue et localisation des sources d'endommagement

Les essais de fatigue réalisés au cours de ce projet de maîtrise se concentrent sur les chargements de tension-tension ayant un rapport de chargement de  $R=0.1$ . Le but des essais de fatigue dans ce projet est d'étudier le comportement mécanique des échantillons en fatigue, afin de déterminer les courbes S-N pour la prédiction de la durée de vie en fatigue. La méthode d'EA a été appliquée à tous les essais de fatigue pour détecter l'initiation de la fissuration dans la matrice et l'initiation du délaminage dans la région située autour du défaut artificiel inséré dans les échantillons composites. Plusieurs conditions environnementales ont été testées afin d'étudier l'influence des facteurs de la température et de l'humidité sur le comportement mécanique des échantillons en fatigue. Des techniques d'inspection destructive et non destructive basée sur l'inspection ultrasonore C-scan et par tomographie 3D à rayon X ont été appliquées pour caractériser les endommagements générés dans les échantillons. Les essais ont été réalisés dans différents laboratoires universitaires au Québec, en collaborant avec l'équipe de l'ÉTS au projet COMP 407.

#### 3.4.1 Essais de fatigue sous température ambiante (7Hz et 15Hz)

Des essais de fatigue à température ambiante ont été réalisés dans le laboratoire du département de Génie mécanique de l'Université de Sherbrooke. La machine utilisée dans ce cas est une machine de traction hydraulique MTS qui a une capacité de chargement maximale de 100kN. Les échantillons d'essai ont été fixés à l'aide des mâchoires hydrauliques. Aucun glissement n'a été observé pendant les essais de fatigue.

Le système d'EA est composé de quatre sondes d'EA du type WD (avec une bande de fréquence de 125 kHz à 1MHz), de quatre préamplificateurs, des câbles coaxiaux, du module d'acquisition (PAC) et d'un PC équipé du logiciel *AEwin* (Figure 83). Les capteurs ont été fixés à la surface de l'échantillon, en utilisant deux attaches en aluminium. Du mastic a été appliqué aux deux bouts ainsi qu'aux deux bords de l'échantillon, afin d'éliminer les bruits parasites de la machine et d'atténuer la réflexion des ondes sur les bords durant les essais.

Le système d'EA fournit une surveillance d'EA sur l'intégralité de l'échantillon et aussi une localisation des sources d'endommagements dans la région autour du défaut artificiel. La Figure 84-(b) laisse voir les différentes régions de surveillance par l'EA. La zone verte représente la région sélectionnée (zone d'intérêt) pour la localisation des endommagements. Dans ce cas, l'algorithme de localisation consiste à localiser les sources dans cette région d'intérêt et à éliminer celles de l'extérieur. Ce filtrage a été réalisé en utilisant les paramètres *EDV* (*Event Definition Value*) et *ELV* (*Event Lockout Value*) dans le logiciel *AEwin* [55]. Le tableau 8 donne les paramètres de configuration du système d'EA utilisé durant les essais de fatigue.

Les échantillons utilisés dans les essais sont ceux de type A ayant un défaut artificiel inséré au centre de l'échantillon. Deux fréquences ont été considérées: 7Hz et 15Hz. Pour les essais à 7Hz, cinq essais ont été réalisés avec quatre différents niveaux de chargement. Pour les essais à 15Hz, six essais ont été effectués avec trois différents niveaux de chargement. Les tableaux 9 et 10 fournissent les résumés des essais à 7 Hz et 15 Hz.

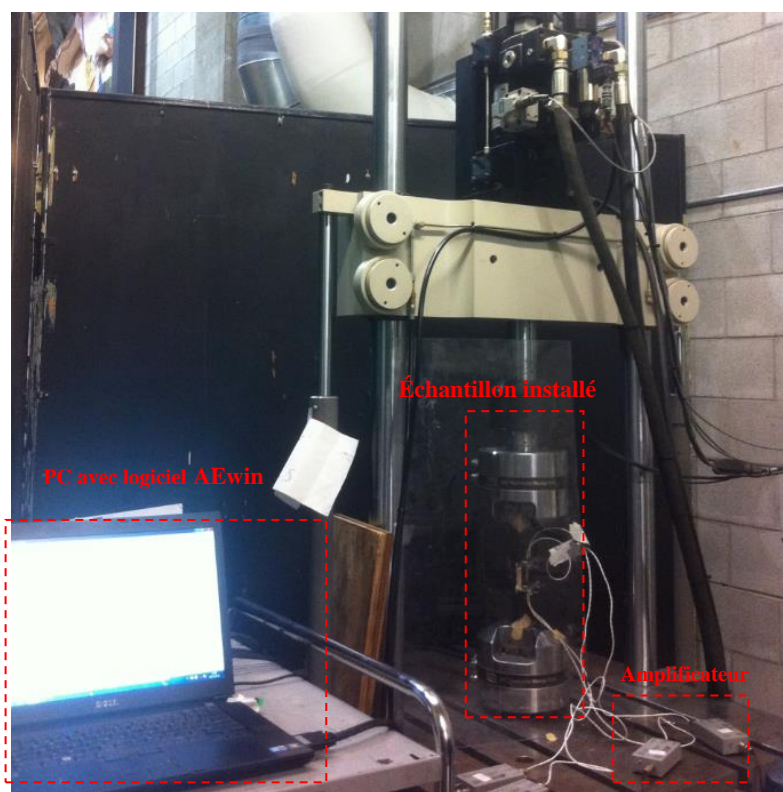


Figure 83: Montage d'essai de fatigue à température ambiante (tension-tension, 7Hz et 15Hz)

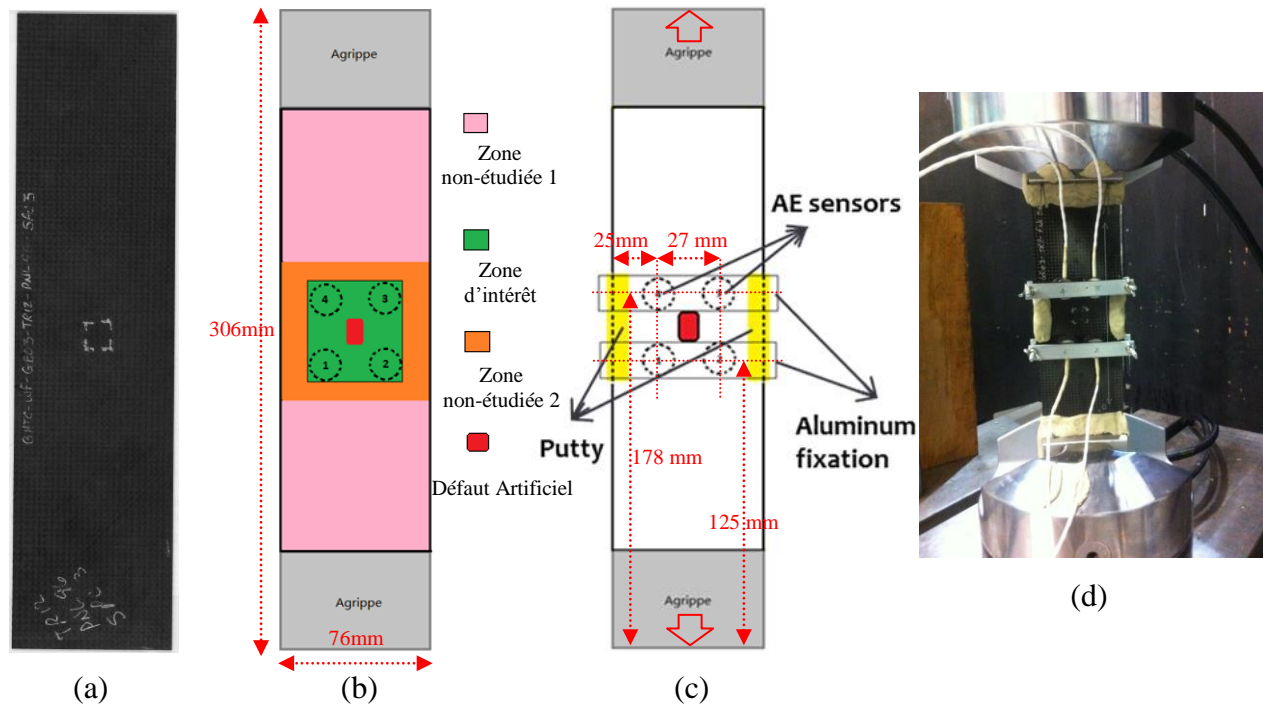


Figure 84: Installation des capteurs d'EA et les zones de surveillance

Tableau 8: Définition des paramètres d'acquisition et de localisation pour la configuration du système EA

<i>Hardware setup</i>					
Threshold (dB)	HDT (μs)	PDT (μs)	HLT (μs)	Fréquence d'échantillonnage (MHz)	
65	800	200	1000	2	
<i>Localisation setup</i>					
<i>V<sub>x</sub> (vitesse à 0°)</i> <i>(m/s)</i>	<i>V<sub>y</sub> (vitesse à 90°)</i> <i>(m/s)</i>	<i>EDV</i> <i>(mm)</i>	<i>ELV</i> <i>(mm)</i>	<i>Overcal Valeur</i> <i>(mm)</i>	<i>Hit/Event</i>
4939	5086	50	60	5	4/4

Tableau 9: Échantillons utilisés dans les essais de fatigue à température ambiante  
(Essai de fatigue en tension-tension, 7Hz)

No.	Code d'échantillon	Force (kN)	Fréquence (Hz)	Durée (minutes)	Durée d'essai (cycles)	Rupture
1	PNL56-SPC4	45	7	3810	1600000	Non
2	PNL55-SPC4	50	7	1428	600000	Non
3	PNL54-SPC4	55	7	596	250000	Non
4	PNL53-SPC4	60	7	57	21854	Oui
5	PNL93-SPC2	60	7	60	22982	Oui

Tableau 10: Échantillons utilisés dans les essais de fatigue à température ambiante  
(Essai de fatigue en tension-tension, 15Hz)

No.	Code d'échantillon	Force (kN)	Fréquence (Hz)	Durée (minutes)	Durée d'essai (cycles)	Rupture
1	PNL57-SPC4	45	15	4670	4200000	Non
2	PNL57-SPC3	45	15	4680	4200000	Non
3	PNL91-SPC4	50	15	740	661036	Oui
4	PNL91-SPC1	50	15	667	600000	Non
5	PNL52-SPC4	55	15	132	120000	Non
6	PNL56-SPC3	55	15	132	120000	Non

Des analyses d'EA mono-paramétriques ont été effectuées dans tous les essais de fatigue présentés ici. Cette approche de traitement des signaux des émissions acoustiques a été développée durant les travaux de maîtrise de *Kanouni* [52]. Celui-ci a été impliqué dans la première phase du projet CRIAQ-COMP 407. Ces travaux ont permis de développer une méthodologie pour déterminer les seuils de l'initiation des endommagements dans les échantillons composites soumis à un chargement cyclique. Un exemple d'analyse est présenté à la Figure 85. Les seuils de P1 et de P2 représentent les seuils de micro-endommagements associés à la fissuration de la matrice et de délaminage macroscopique. Dans ce cas-ci, seulement le P1 est considéré pour établir les courbes S-N présentées plus loin dans cette section, qui est associés à la fissuration microscopique de la matrice. Les analyses de localisation par l'EA servent à visualiser l'évolution des endommagements créés dans la région autour du défaut artificiel et de détecter le seuil de la propagation des endommagements. Un exemple de résultats montrant l'évolution de l'endommagement par analyse des événements d'émission acoustique et des cartes de localisation des sources d'endommagement sont présenté par la Figure 86. La Figure 86-(a) expose la courbe de cumulation des événements localisés par la méthode d'EA en fonction du temps. Les cinq points sur la courbe représentent les cinq moments durant la durée de vie de fatigue, qui correspondant à la génération de l'endommagement et de sa propagation. Les résultats de localisation pour les cinq moments sont représentés par les cinq cartes de localisation dans la Figure 86-(b). On peut constater une évolution des points localisés en fonction du temps en comparant les cinq cartes de localisation. Les points sur chaque carte représentent les événements d'EA localisés qui ont été calculés par l'algorithme de localisation du logiciel *AEwin*. La Figure 86-(c) affiche les densités des points localisés qui sont calculés par le logiciel *DensityVille* [53] à partir des résultats de localisation originaux (résultats du *AEwin*). La densité des points localisés est illustrée par des tâches en différentes couleurs. La détection

du début des endommagements autour du défaut se fait par l'analyse de la courbe cumulative des événements et par l'évolution des densités d'EA localisés dans les cartes de localisation.

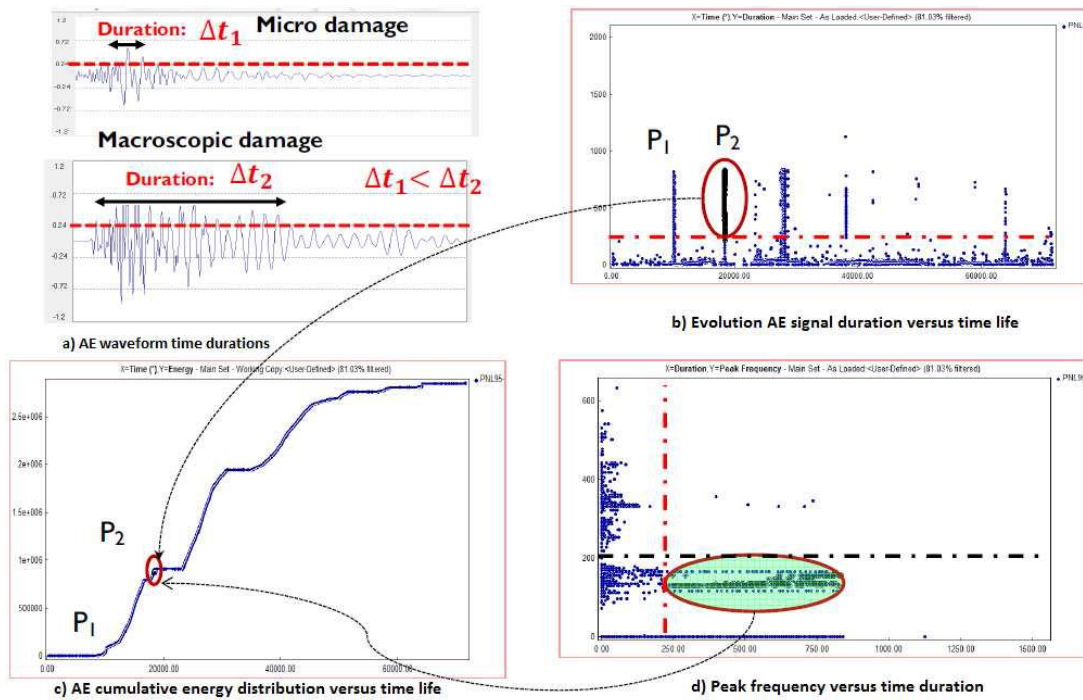
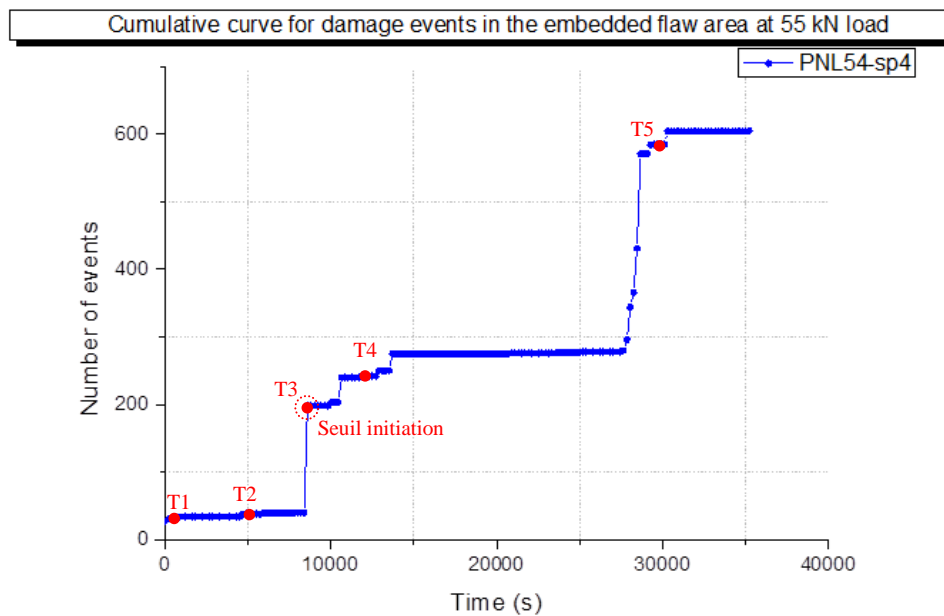
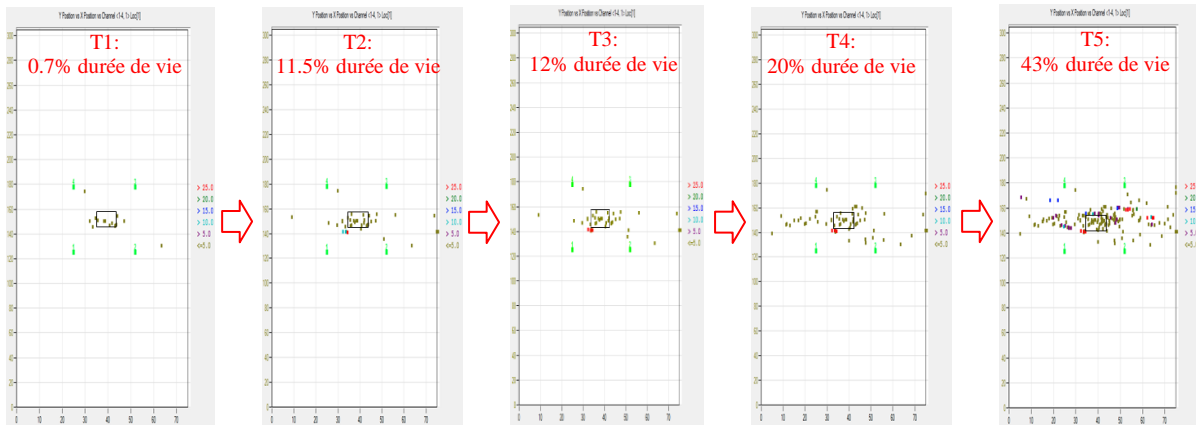


Figure 85: Analyse mono-paramétrique des signaux d'EA, détermination des seuils de  $P_1$  et  $P_2$  [52]

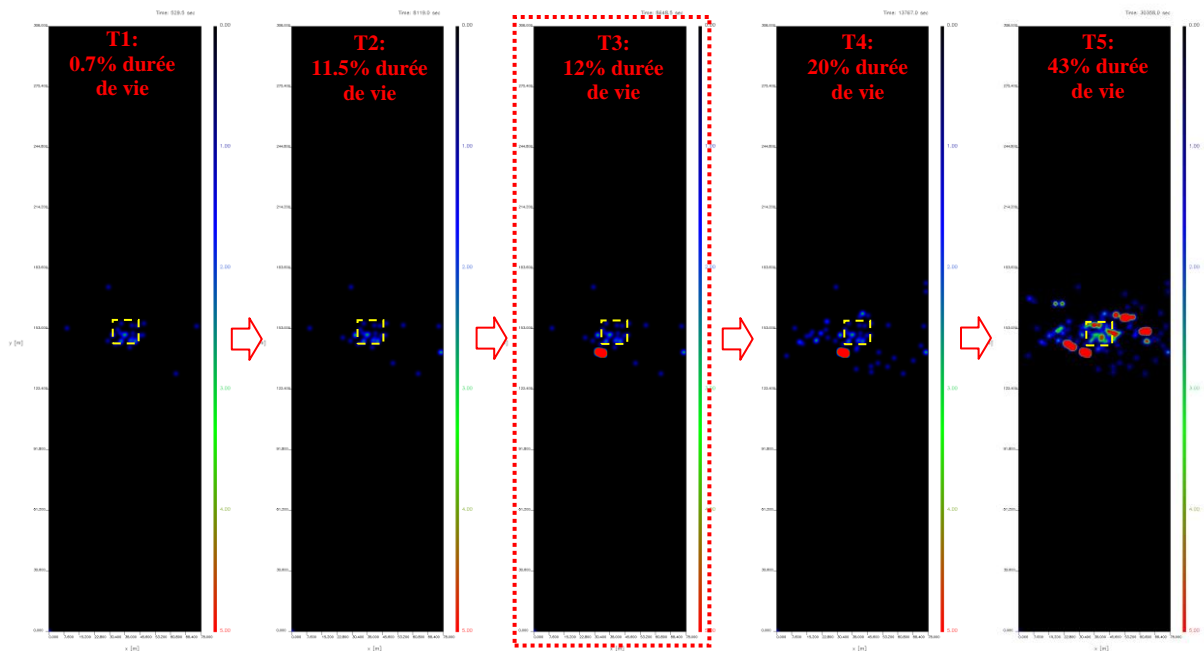


(a) Courbe du nombre des événements cumulés en fonction du temps





(b) Résultats de localisation des sources d'émission acoustique par *AEwin*



(c) Évolution de la densité des sources d'émission acoustique, calculée par *DensityVille*

Figure 86: Exemple d'analyse de localisation par l'EA, essai#3 (Essai de fatigue en tension-tension, température ambiante, 7Hz, F=50kN)

En examinant la Figure 86-(a), on peut se rendre compte qu'il y a un accroissement marqué entre le point T2 et le point T3 sur la courbe. Les émissions correspondant à cette augmentation ont été localisées et identifiées par l'apparition d'une tache rouge dans la région située autour du défaut sur la carte de localisation T3 (Figure 86-(c)). Cela signifie qu'il y eu apparition d'évènements associés à un dommage important qui a pris naissance autour du

défaut. Le seuil de l'initiation des endommagements dans la zone du défaut a donc été localisé au point T3, qui correspond à un pourcentage de vie de fatigue d'environ 12 %.

Les mêmes analyses ont été appliquées à tous les essais dans un environnement ambiant respectivement à 7Hz et à 15Hz. Les résultats sont présentés au tableau 11. Ces seuils identifiés reliés à l'initiation et représentés par des nombres de cycles ont été utilisés pour tracer les courbes S-N qui sont présentées dans les Figures 87 et 88. Dans ce cas, chaque figure présente trois courbes différentes. La courbe en bleu représente la courbe S-N associée à l'initiation de l'endommagement global (courbe P1) prenant naissance dans l'échantillon durant le chargement de fatigue. Ces endommagements peuvent être causés par la microfissuration de la matrice dans les torons et l'apparition des délaminages au bord des échantillons. La deuxième courbe illustrée sur la figure présente la courbe S-N associée à l'initiation du délaminage autour du défaut artificiel. Cette courbe S-N correspond à la propagation du défaut artificiel ou des endommagements macroscopiques autour du défaut. Enfin, la dernière courbe S-N noire révèle la rupture finale des échantillons.

Tableau 11: Seuils d'initiation d'endommagement pour les essais de fatigue à température ambiante (Essai de fatigue en tension-tension, R=0.1, 7Hz et 15Hz)

No.	Code d'échantillon	Force (kN)	% UTS	Durée de Vie en fatigue estimée (cycle)	Seuil-P1 (cycle)	Seuil-défaut (cycle)	Rupture
<b>Essais de fatigue, tension-tension, environnement ambiante, 7Hz</b>							
1	PNL56-SPC4	45	53%	4000000	329000	1000000	Non
2	PNL55-SPC4	50	59%	1500000	91000	144000	Non
3	PNL54-SPC4	55	65%	500000	56000	60000	Non
4	PNL53-SPC4	60	71%	22982	7980	\	Oui
5	PNL93-SPC2	60	71%	21854	13475	\	Oui
<b>Essais de fatigue, tension-tension, environnement ambiante, 15Hz</b>							
1	PNL57-SPC3	45	53%	7000000	630000	4000000	Non
2	PNL57-SPC4	45	53%	7000000	615000	2310000	Non
3	PNL91-SPC4	50	59%	1185000	63270	80000	Oui
4	PNL91-SPC1	50	59%	500000	60000	120000	Non
5	PNL52-SPC4	55	65%	200000	40500	56000	Non
6	PNL56-SPC3	55	65%	200000	18000	Non détecté	Non

D'après les courbes S-N des Figures 87 et 88, on peut remarquer que les courbes de durée de vie des essais à 7Hz présentent des séquences d'endommagement similaire à courbes obtenues durant les essais à 15Hz. La courbe P1, qui représente l'initiation des microfissurations dans la matrice et la délamination au bord de l'échantillon, se situe toujours dans la première position. Ensuite, les endommagements continuent à se développer dans l'échantillon, et ce, jusqu'au



moment où le défaut artificiel commence à se propager. Cela est représenté par la deuxième courbe, qui se situe immédiatement après la courbe P1. Enfin, le matériau continue à se dégrader par l'accumulation des endommagements jusqu'à ce que la rupture finale se produise, celle-ci étant représentée par la dernière courbe S-N en noir.

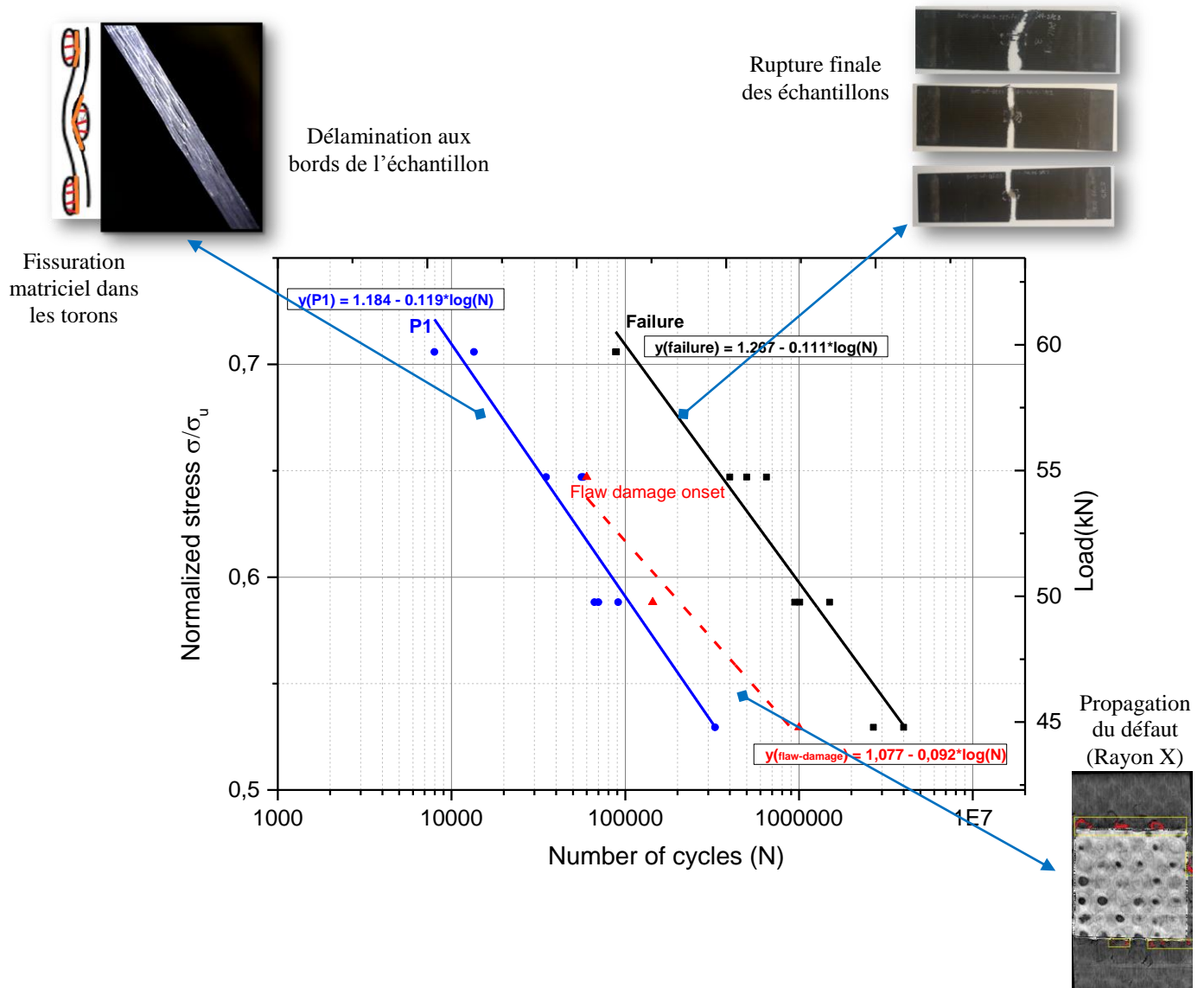


Figure 87: Courbes S-N associées à l'initiation des endommagements, à la propagation de la délamination de défaut artificiel et à la rupture du composite, sous température ambiante (Essai fatigue en tension-tension, R=0.1, 7Hz)

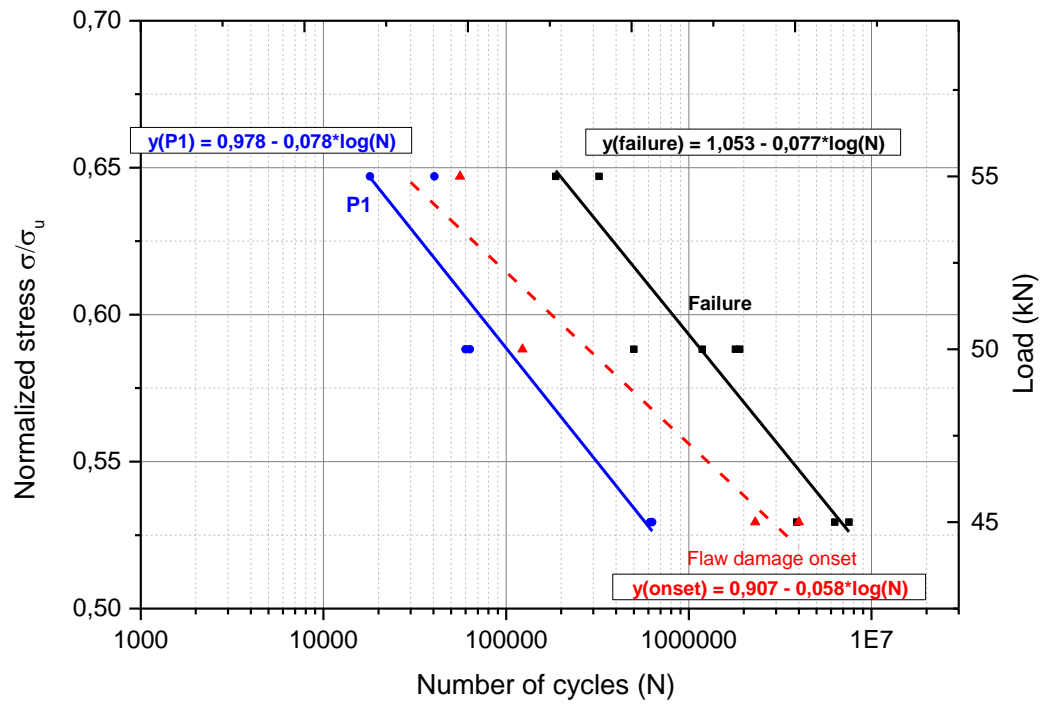


Figure 88: Courbes S-N associées à l'initiation des endommagements, à la propagation de la délamination de défaut artificiel et à la rupture du composite, sous température ambiante (Essai fatigue en tension-tension,  $R=0.1$ , 15Hz)

### 3.4.2 Essais de fatigue à haute température (120 °C)

Les essais de fatigue à haute température servent à étudier le comportement mécanique des échantillons de CFRP en fatigue avec exposition thermique à la température 120 °C. Le but de ces essais est de déterminer les seuils de l'initiation d'endommagement global (P1) et la propagation du défaut artificiel dans les échantillons sous une température de 120 °C afin de quantifier l'influence de la température sur la durée de vie de fatigue des échantillons en les comparant aux courbes S-N provenant d'essais de fatigue à température ambiante.

Différents des essais réalisés aux conditions ambiantes, les essais à haute température ont été réalisés en utilisant un critère de déformation de 5 %. Ce critère, déterminé par l'équipe de l'ÉTS, est un critère de déformation relié à l'endommagement macroscopique généré par le défaut artificiel inséré dans les échantillons. Lorsque la déformation de l'échantillon dans le sens du chargement atteint 5 %, le défaut est considéré comme propagé, et l'essai de fatigue se terminera tout seul. Par la suite, les échantillons sont étudiés au C-scan, pour évaluer l'état de fissuration au sein de l'échantillon. Les images du C-scan seront comparées avec les résultats de la localisation, afin d'évaluer la corrélation entre eux, ce qui est présenté dans la section du rapport reliée à l'inspection.

Les essais ont été réalisés en collaboration avec l'équipe de l'ÉTS à Montréal. L'échantillon a été placé dans une chambre thermique pour simuler un environnement de 120 °C (Figure 89). La chaleur est fournie par un conditionneur (*Thermotron SE-300*) placé près de la machine MTS. Un système de surveillance optique par caméras a été utilisé durant les essais de fatigue afin de mesurer la déformation longitudinale de l'échantillon à travers la vitre de la chambre thermique. Le système d'EA avec quatre capteurs a aussi été utilisé durant les essais. Les configurations du système d'EA sont les mêmes que celles utilisées durant les essais de fatigue à température ambiante. Le système d'EA doit fournir une surveillance continue pour tous les essais de fatigue.

Les échantillons utilisés dans les essais sont des plaques de type A non-conditionnées, qui ont été présentés dans la section 3.1. Trois niveaux de chargement en tension-tension ont été appliqués durant les essais de fatigue, avec un rapport de chargement de  $R=0.1$ . La fréquence

de chargement est fixée à 7Hz. Six échantillons ont été testés, et les détails sont présentés au Tableau 12.

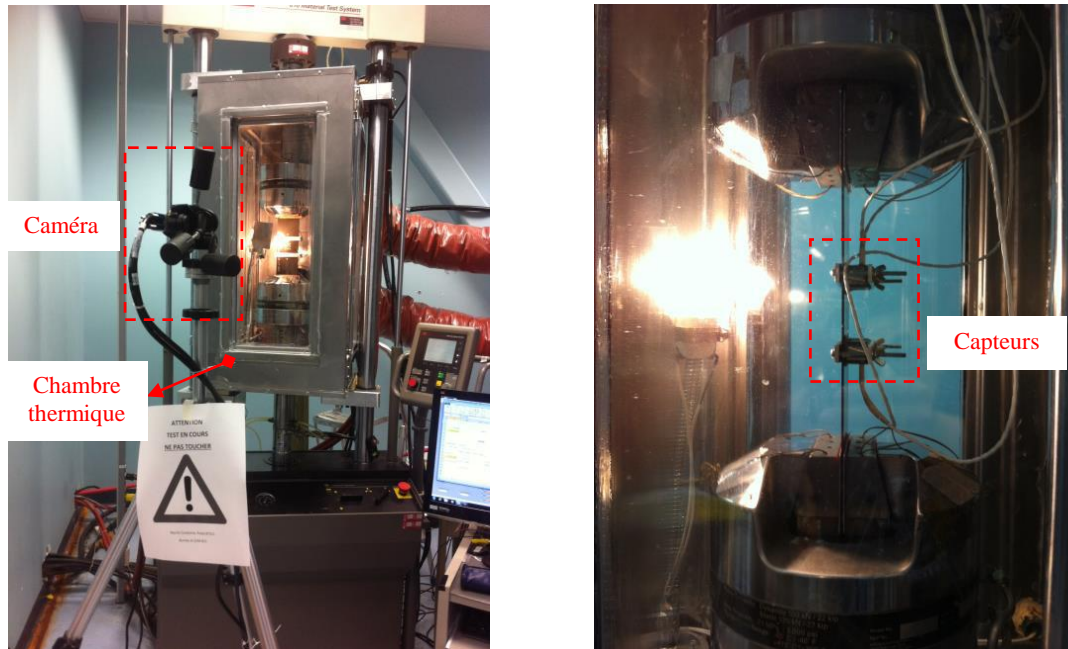
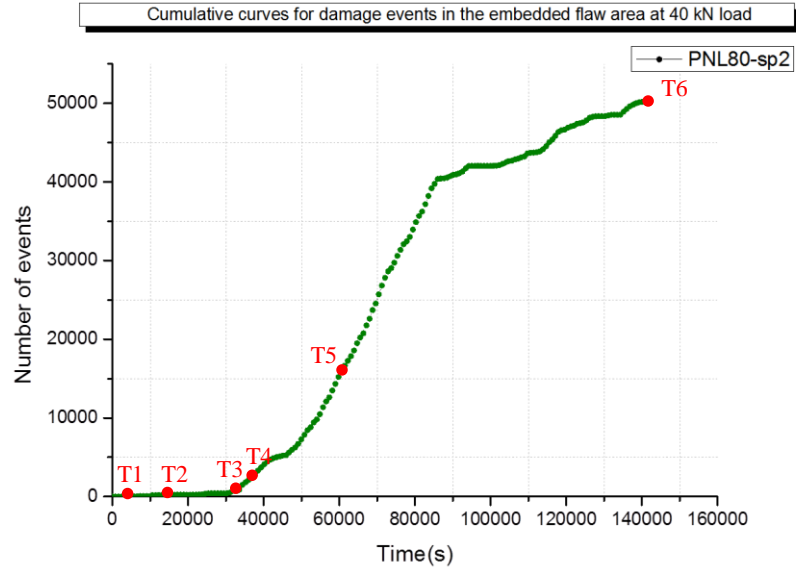


Figure 89: Montage d'essai de fatigue à la température 120 °C  
(Essai de fatigue en tension-tension,  $R=0.1$ , 7Hz)

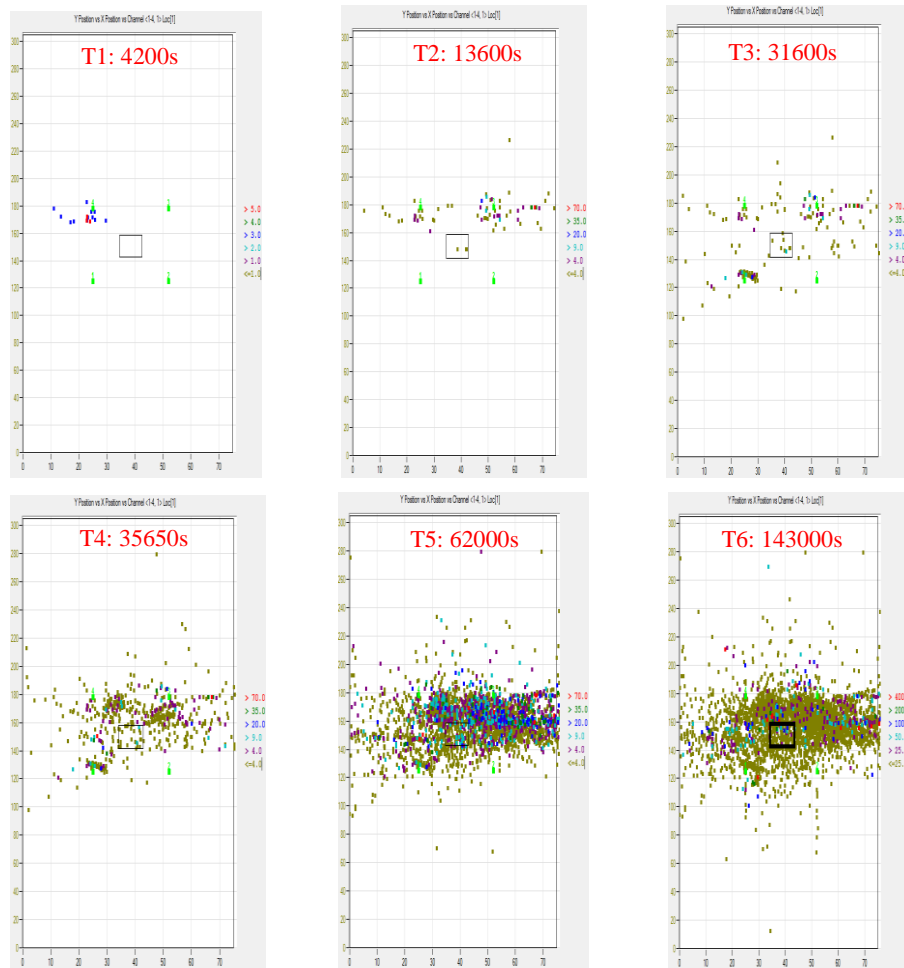
Tableau 12: Échantillons utilisés durant les essais de fatigue à la température 120 °C  
(Essai de fatigue en tension-tension,  $R=0.1$ , 7Hz)

No.	Code d'échantillon	Force (kN)	% UTS	Fréquence (Hz)	Durée en minutes	Durée en cycle	Déformation (Critère ÉTS)
1	PNL82-SPC2	40	50%	7	121	50911	5%
2	PNL80-SPC2	40	50%	7	2380	1000000	5%
3	PNL88-SPC1	44	55%	7	20.5	26958	5%
4	PNL72-SPC3	44	55%	7	95.5	40124	5%
5	PNL78-SPC3	48	60%	7	58	24402	5%
6	PNL75-SPC3	48	60%	7	60	25095	5%

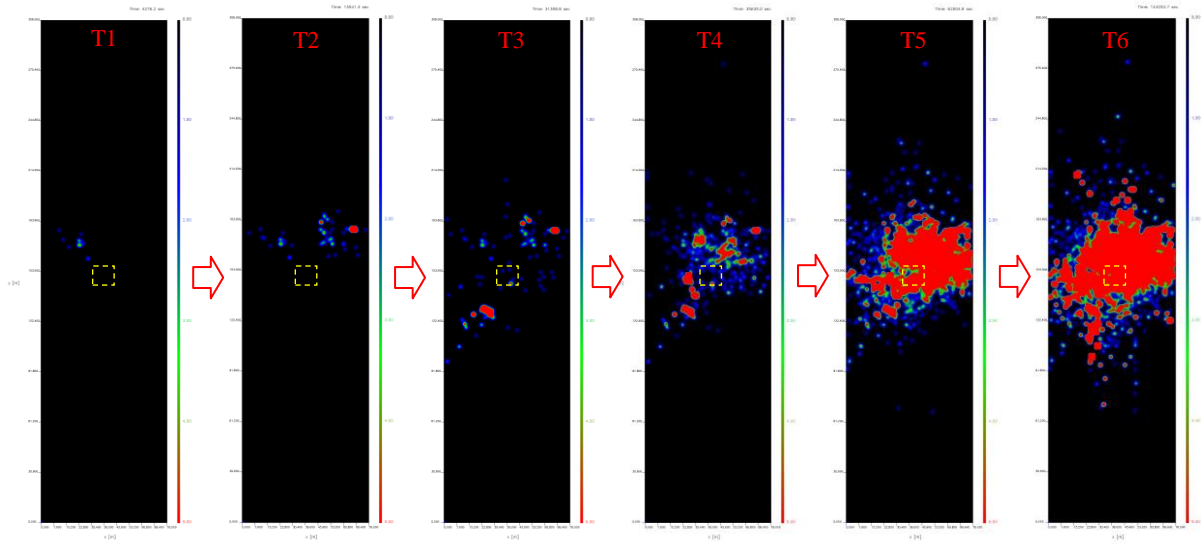
La méthodologie de l'analyse des données des émissions acoustiques est semblable à celle présentée dans la section des essais aux conditions ambiantes. La Figure 90 montre un exemple d'analyse de localisation pour l'essai #2 (PNL80SPC2, chargement=40kN). La Figure 90-(a) expose la courbe cumulative des événements d'EA localisés dans la zone du défaut. Les six points représentent six différents moments durant la durée de vie de fatigue. La Figure 90-(b) donne les résultats de localisation obtenus par *AEwin* qui correspondent aux six moments présentés sur la courbe cumulative dans la Figure 90-(a). L'évolution de la densité des sources d'EA localisées est présentée dans la Figure 90-(c).



(a) Courbe du nombre d'évènements cumulés en fonction du temps



(b) Évolution de la carte de localisation des sources d'émission autour du défaut artificiel



(c) Évolution de la densité des sources d'émission acoustique, calculés par *DensityVille*

Figure 90: Exemple d'analyse des résultats de localisation par l'EA, essai#2 (essai de fatigue en tension-tension, à température 120°, 7Hz, F=40kN)

D'abord, l'évolution des endommagements détectés par la méthode d'EA est illustrée par les Figures 90-(b) et 90-(c). Les endommagements localisés aux moments T1, T2 et T3 se situent plutôt sur les bords de l'échantillon. Ces événements d'EA peuvent être causés par les délaminations ou de la microfissuration de la matrice sur les bords de l'échantillon. Les émissions des moments T1 à T3 évoluent d'une manière progressive. Ensuite, l'intensité d'émissions commence à augmenter brutalement, immédiatement après le moment T3. Un nombre d'événements important ont été captés et ont été localisés dans la région qui se situe autour du défaut artificiel (Figures 90-(b) et Figure 90-(c), moment T4), ce qui indique la sévérité de l'endommagement créé autour du défaut artificiel. Dans ce cas, le seuil d'initiation est considéré entre les moments T3 et T4. Une analyse plus précise a été effectuée en révisant les résultats de localisation entre les moments T3 et T4. Le seuil d'initiation a été déterminé à 33500s, ce qui correspond à une durée de vie en fatigue de 234500 cycles.

Les mêmes analyses ont été appliquées à tous les essais, et les résultats sont présentés dans le Tableau 13. Les seuils d'initiation sont ensuite utilisés pour tracer les courbes S-N qui sont exposées dans la Figure 91. Comme nous l'avons déjà mentionné à la section 3.4.1 (essais de fatigue aux conditions ambiantes), la première courbe S-N présente toujours les seuils d'initiation globale qui correspondent à la fissuration de la matrice dans les échantillons. La

deuxième courbe S-N présente les seuils d'endommagement autour du défaut, qui représente la propagation du défaut artificiel. Enfin, la dernière courbe S-N illustre l'évolution de la durée de vie en fonction de la charge appliquée pour atteindre une déformation longitudinale de 5%. Ce critère de déformation est considéré comme le seuil d'endommagement macroscopique de l'échantillon qui a été déterminé par l'équipe de l'ÉTS. Les échantillons ont été inspectés avec la méthode de C-scan, afin de vérifier le critère de déformation de l'ÉTS. D'après les résultats de C-scan, les défauts ont tous été propagés à la fin de chaque essai de fatigue.

Tableau 13: Résultat des essais de fatigue à la température 120°C, 7Hz

No.	Code d'échantillon	Force (kN)	%UTS	Durée de vie (cycle) à 5% de déformation	Seuil-P1	Seuil-défaut	Rupture
Essais de fatigue, tension-tension, avec température 120°, 7Hz							
1	PNL82-SPC2	40	50%	50400	16275	12180	Non
2	PNL80-SPC2	40	50%	1000000	38752	234500	Non
3	PNL88-SPC1	44	55%	26958	4200	10500	Non
4	PNL72-SPC3	44	55%	43803	1750	\	Non
5	PNL78-SPC3	48	60%	24402	5152	6440	Non
6	PNL75-SPC3	48	60%	25077	3024	7343	Non

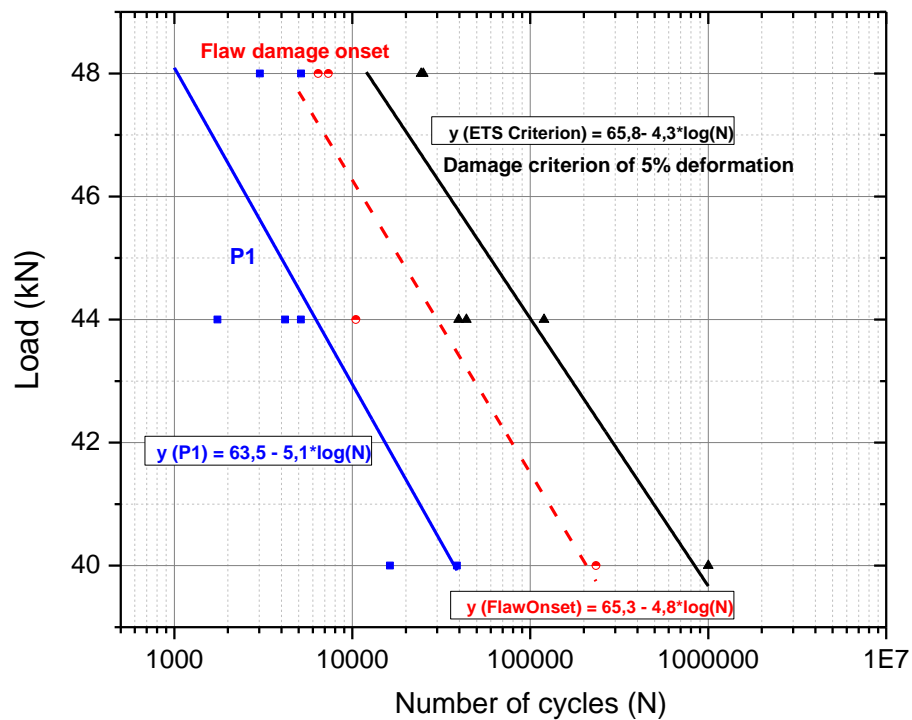


Figure 91: Courbes S-N associées à l'initiation des endommagements, à la propagation du délaminage de défaut artificiel et au critère de déformation de 5%, à la température 120°C (Essai fatigue en tension-tension, R=0.1, 7Hz)

### 3.4.3 Essais de fatigue sous conditions multiples (température et humidité)

Dans cette section, des essais de fatigue sous différentes conditions environnementales sont présentés. Trois conditions combinant les facteurs de température et d'humidité ont été testées afin d'étudier leurs différentes influences sur le comportement mécanique en fatigue. La condition A représente un environnement évoluant à une température de 82 °C avec un pourcentage d'humidité de 85 %. Les essais dans cette condition sont effectués avec deux fréquences de chargement: 7Hz et 15Hz. Ces essais de fatigue servent à étudier l'influence des deux facteurs environnementaux ainsi que le facteur de fréquence du chargement. La condition B représente un environnement à une température de 25°C avec une humidité de 85 %. Les essais de la condition B ont été réalisés avec une fréquence de chargement de 15Hz. Le facteur à étudier, dans ce cas, est l'humidité. Les essais dans la condition C sont effectués dans un environnement sec, à la température de 82 °C. Le facteur à étudier est la température, ce qui est semblable au cas à 120 °C présenté dans la section précédente (voir section 3.4.2).

Les essais sous les trois conditions ont été réalisés au laboratoire des matériaux à Montréal (l'ÉTS), en collaboration avec l'équipe de l'ÉTS. Le montage d'essai dans les trois conditions est présenté aux Figures 92 et 93. Les échantillons d'essais sont placés dans la même chambre que ceux des essais à haute température (120 °C), présenté à la section 3.4.2. Les différentes conditions environnementales sont simulées dans la chambre thermique en contrôlant la température et l'humidité d'entrée provenant par le conditionneur (*Thermotron SE-300*) installée à côté de la machine MTS. Un système d'extensomètre par caméras a été utilisé pour mesurer la déformation longitudinale de l'échantillon à travers la vitre de la chambre thermique durant les essais. Ce système a été synchronisé avec le contrôleur de la machine MTS, afin de fournir un contrôle automatique pendant toute la durée de l'essai de fatigue. Le système d'EA a également été appliqué, durant tous les essais, avec une surveillance continue. Le montage du système d'EA, composé de quatre capteurs, était le même que celui qui a été utilisé dans les essais précédents. Deux lumières à grande puissance ont été utilisées pour chauffer la vitre, afin d'éliminer la condensation qui se forme sur la vitre de la chambre thermique durant les essais sous condition d'humidité. Les deux thermocouples placés sur la surface de l'échantillon ont été utilisés pour suivre la température de l'échantillon durant les



essais. Un hygromètre a également été installé dans la chambre pour suivre le niveau d'humidité dans la chambre.

Les échantillons utilisés dans les essais présentés dans cette section sont les plaques de CFRP de type A. Par ailleurs, pour les essais sous la condition d'humidité, les échantillons sont traités dans un environnement exposé à 85 % d'humidité jusqu'à stabilisation et sont conservés dans des sacs hermétiques (Figure 59-(b), section 3.1). Les chargements de tension-tension ont été appliqués durant tous les essais avec un rapport de  $R=0.1$ . Les niveaux de chargement changent en fonction des conditions d'essais, dépendamment de la force de rupture des échantillons exposés à chaque condition. Les durées des essais de fatigue ont été contrôlées selon les critères de déformation qui ont été déterminés par l'étudiant au doctorat *M. Khay*, impliqué dans le projet de l'équipe de l'ÉTS. Les échantillons utilisés dans les essais de fatigue ont été inspectés par C-scan afin de vérifier la présence d'endommagement autour du défaut artificiel et valider le critère de déformation. D'après les résultats du C-scan, les défauts artificiels dans les échantillons employés ont tous été propagés.

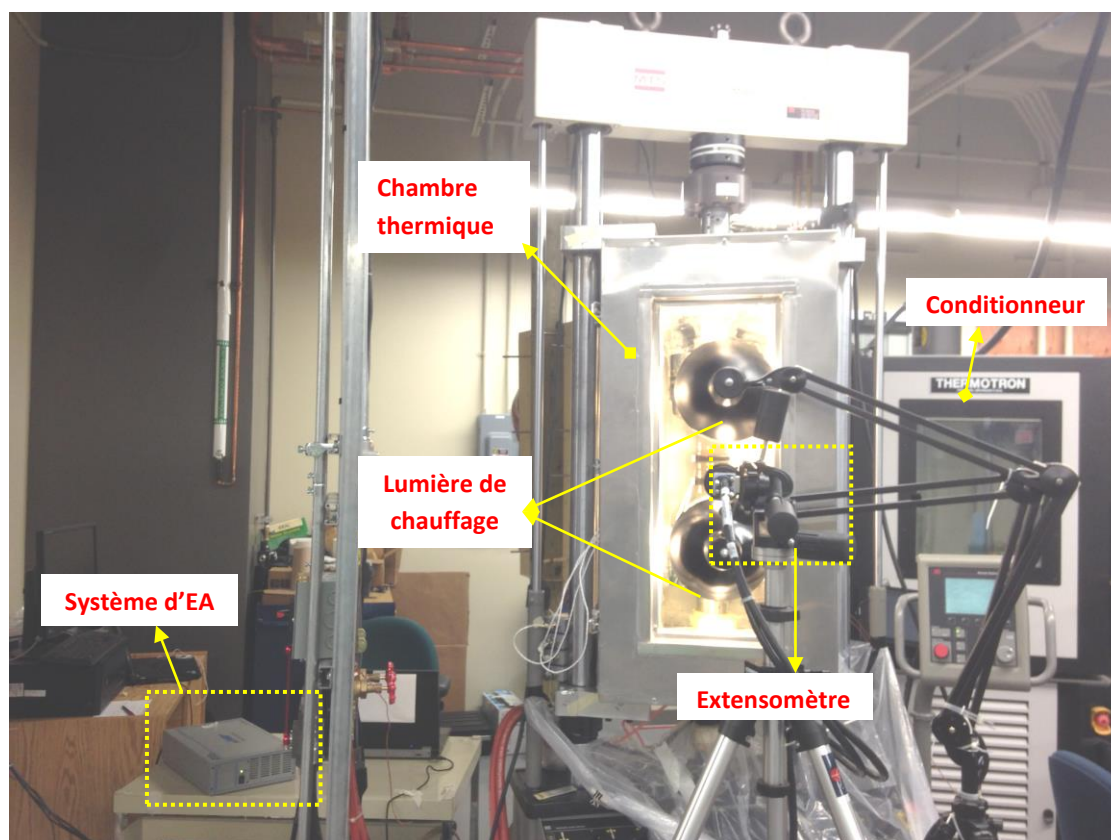


Figure 92: Montage expérimental pour réaliser des essais de fatigue, sous les conditions A, B et C

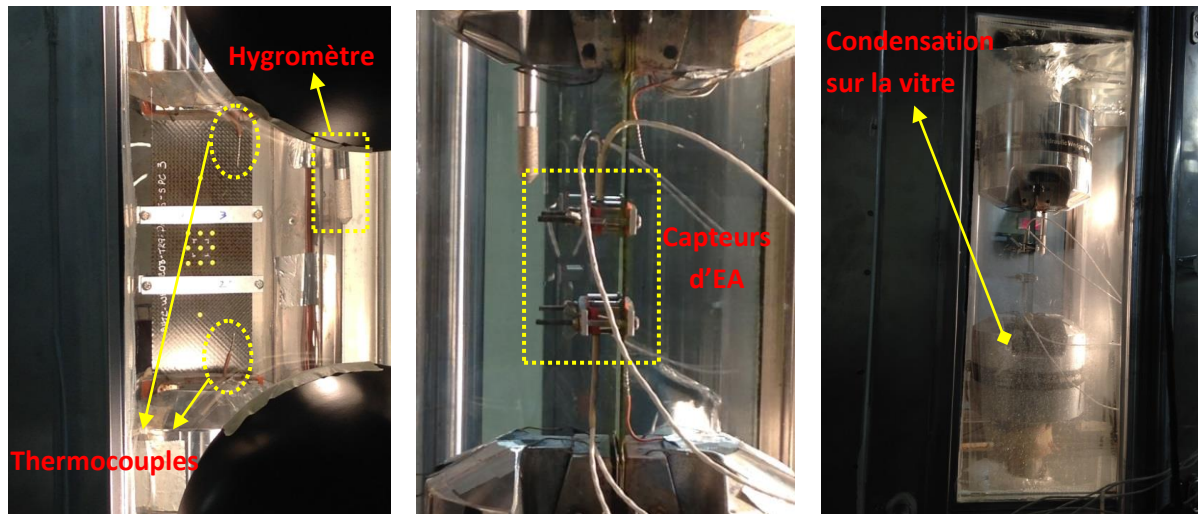


Figure 93: Montage expérimental pour réaliser des essais de fatigue sous les conditions A, B et C

Les données d'EA ont été collectés durant tous les essais de fatigue, d'une manière continue, et ils ont été analysés par la même méthode que celle présentée aux sections précédentes (section 3.4.1 et section 3.4.2). Un exemple d'analyse de l'essai#7 (PNL67SPC3, condition A-15Hz) est présenté ci-dessous à titre de démonstration.

Premièrement, des analyses de distribution des paramètres extraits des signaux d'EA ont été réalisées afin de déterminer les seuils P1 qui correspondent à l'initiation d'endommagement global sur les échantillon utilisés (Figure 94). La durée du signal d'EA a été choisie comme paramètre d'analyse pour suivre l'évolution des endommagements. L'énergie mesuré sur le signal d'EA est le deuxième paramètre qui a été utilisé pour valider les résultats provenant de l'analyse de la durée du signal. Un filtrage de type passe-haut a également été effectué sur les deux paramètres: la durée du signal et l'amplitude. On garde seulement les signaux qui ont une durée plus longue que 100 $\mu$ s et avec une amplitude plus grande que 75 dB. Ce processus de filtrage consiste à éliminer les signaux moins énergétiques qui peuvent être causés par des bruits ou des frottements générés par l'ouverture et la fermeture des microfissures durant le cyclage. Le seuil P1 a été identifié au 1<sup>er</sup> pic dans la Figure 94-(a), qui correspond à une durée de vie en fatigue d'environ 530 secondes (ou 7950 cycles). Ce pic a aussi été observé sur la courbe de la distribution d'énergie présentée dans la Figure 94-(b). L'analyse des résultats de localisation est présentée à la Figure 95. D'abord, la courbe cumulative des événements d'EA est présentée, comprenant les six points d'observation intégrés. Les cartes de localisation qui

correspondent aux six points sur la courbe sont montrées dans Figures 95-(b) et 95-(c). L'évolution des endommagements localisés sur l'échantillon est bien observée. Selon les cartes de densité des sources EA calculées avec la fonction du logiciel *DensityVille*, une tache rouge autour du défaut a été observée au moment T3, celle-ci n'ayant pas été observée à la carte T2. Le seuil d'initiation se situe donc entre les moments T2 et T3. Une analyse plus précise a été réalisée dans cet intervalle, et l'initiation d'endommagement autour du défaut a été identifiée à 15 900 cycles.

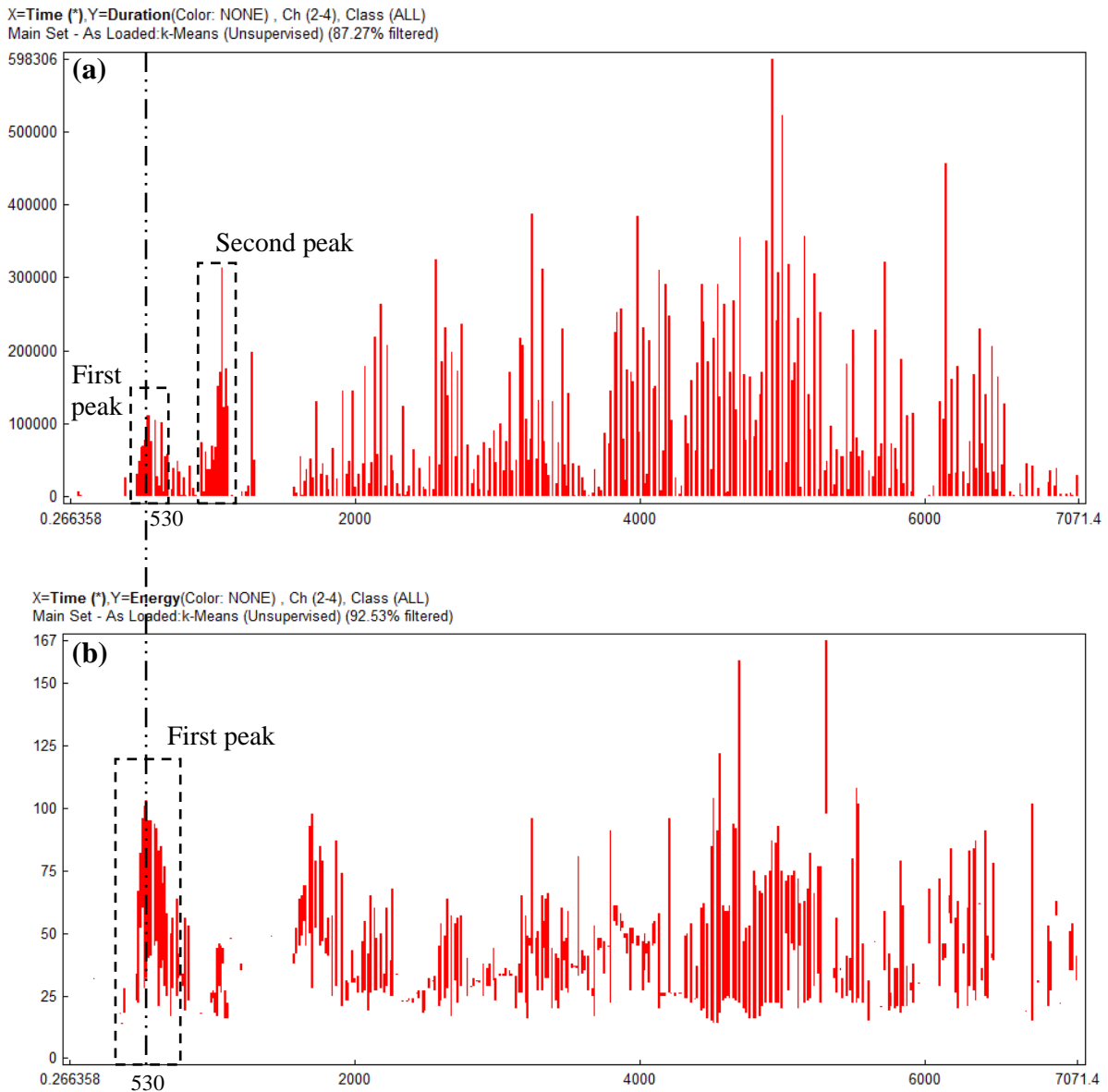
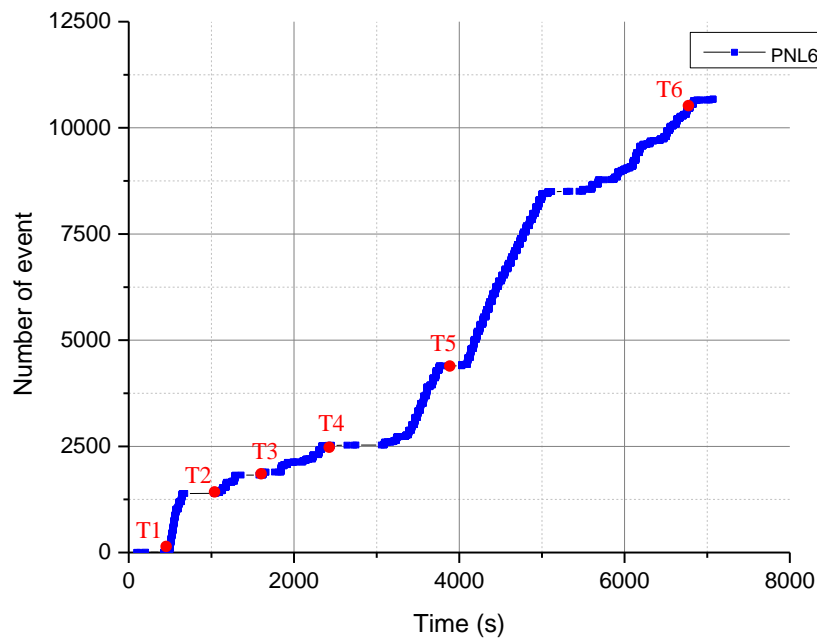
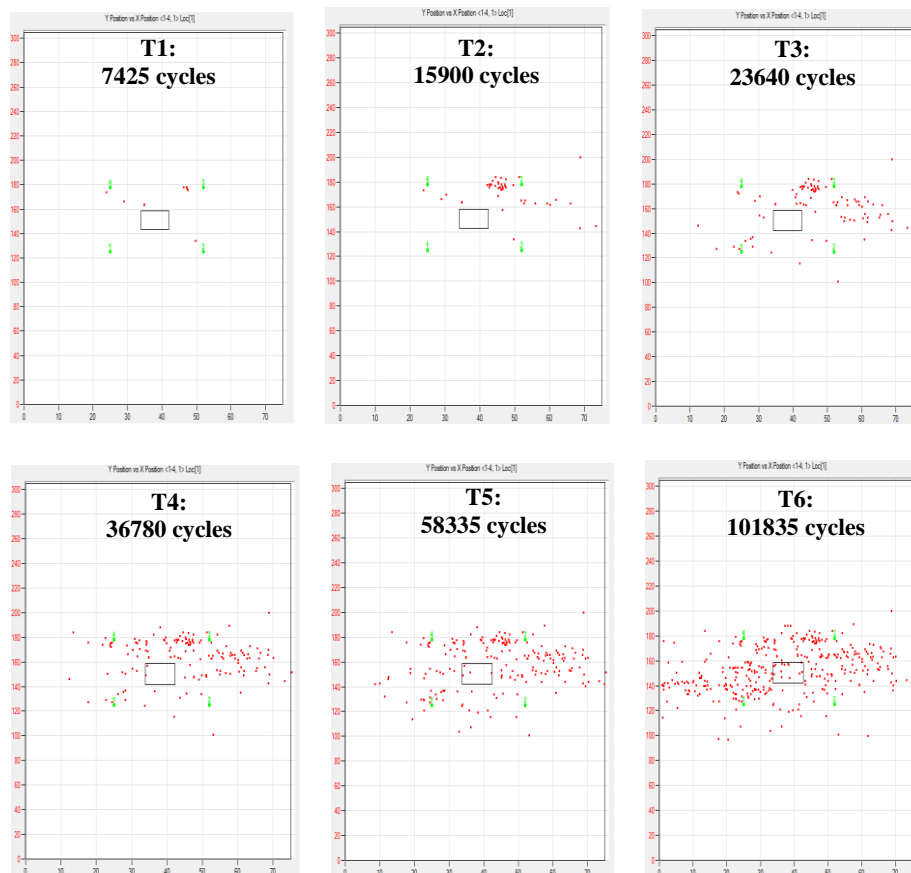


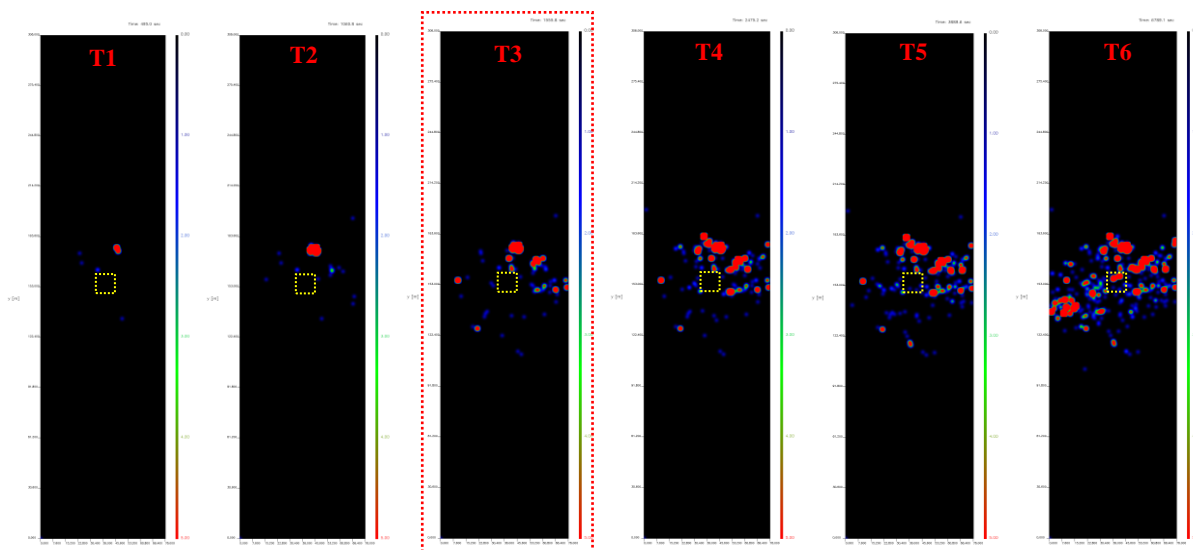
Figure 94: Détermination du seuil de détection P1 à partir des courbes de distribution de: (a) la durée des signaux d'EA, (b) l'énergie des signaux d'EA (signaux obtenus durant l'essai #7)



(a) Courbe du nombre d'évènements cumulés en fonction du temps



(b) Évolution des cartes de localisation des sources EA en fonction du cyclage



(c) Évolution de la densité des sources d'émission acoustique, calculés par *DensityVille*  
 Figure 95: Exemple d'analyse des résultats de localisation par l'EA, essai#7 (essai de fatigue en tension-tension, sous condition A, 15Hz, F=48.5kN (60% UTS))

Les mêmes analyses ont été réalisées pour toutes les données recueillies durant les essais et les résultats sont présentés dans les Tableaux 14 à 17. Sous chaque condition, trois niveaux de chargements ont été effectués. Les seuils d'initiation P1 et ceux du défaut artificiel ont été déterminés individuellement. Les déformations finales sont présentées pour chaque échantillon et elles se situent autour du critère d'endommagement utilisé par l'équipe de l'ÉTS. Les durées de fatigue qui correspondent aux critères de déformation ont également été présentées dans les dernières colonnes, exprimées en nombre de cycles. Les courbes S-N ont été tracées en se basant sur les résultats affichés dans les tableaux et celles sont présentées dans les Figures 96 à 99. Sous chaque condition, trois courbes qui correspondent aux différents seuils d'initiation d'endommagement sont présentées. La première courbe S-N (en bleue sur les figures) représente la courbe de fatigue obtenue par EA, associée à l'initiation de la microfissuration de la matrice et l'initiation du délaminage sur les bords de l'échantillon. La deuxième courbe (pointillée en rouge) représente la courbe S-N associée à la propagation de l'endommagement autour du défaut artificiel. Cette courbe S-N a été déterminée par l'utilisation de la technique de localisation des sources d'EA autour du défaut artificiel. Enfin, la dernière courbe (en noir sur les figures), représente la durée de vie en fatigue, qui correspond aux critères de déformation longitudinale déterminés par l'équipe de l'ÉTS. Les comparaisons des courbes S-N entre chaque condition sont illustrées dans la section suivante (section 3.4.4).

Tableau 14: Échantillons utilisés dans les essais de fatigue sous la condition A (7Hz)

No.	Code d'échantillon	Force (kN)	% UTS	Condition	Seuil-P1 (cycle)	Seuil-Défaut (cycles)	Critère de déformation de l'ÉTS (6.5%)	Durée de vie correspond au critère
1	PNL108SPC3	40.4	50%	T82°C & 85%H, 7Hz	8841	16100	6.5%	898153
2	PNL45SPC2	40.4	50%	T82°C & 85%H, 7Hz	9800	13020	6.5%	78220
3	PNL65SPC1	40.4	50%	T82°C & 85%H, 7Hz	\	\	6.5%	393376
4	PNL46SPC3	44.4	55%	T82°C & 85%H, 7Hz	4900	8960	6.5%	45130
5	PNL106SPC1	44.4	55%	T82°C & 85%H, 7Hz	\	\	6.5%	282044
6	PNL63SPC1	44.4	55%	T82°C & 85%H, 7Hz	\	\	6.5%	161953
7	PNL45SPC3	48.5	60%	T82°C & 85%H, 7Hz	1680	3500	6.5%	20128
8	PNL65SPC3	48.5	60%	T82°C & 85%H, 7Hz	6020	17073	6.5%	49336
9	PNL110SPC4	48.5	60%	T82°C & 85%H, 7Hz	4571	4571	6.68%	67114

Tableau 15: Échantillons utilisés dans les essais de fatigue sous la condition A (15Hz)

No.	Code d'échantillon	Force (kN)	% UTS	Condition	Seuil-P1 (cycle)	Seuil-Défaut (cycles)	Critère de déformation de l'ÉTS (7%)	Durée de vie correspond au critère
1	PNL66SPC1	40.4	50%	T82°C & 85%H, 15Hz	28500	38955	7.15%	249224
2	PNL113SPC2	40.4	50%	T82°C & 85%H, 15Hz	13500	15675	7%	394159
3	PNL64SPC3	40.4	50%	T82°C & 85%H, 15Hz	10695	90000	7%	199131
4	PNL68SPC3	44.4	55%	T82°C & 85%H, 15Hz	9900	15000	7%	137272
5	PNL102SPC3	44.4	55%	T82°C & 85%H, 15Hz	3900	45750	7%	53055
6	PNL61SPC1	44.4	55%	T82°C & 85%H, 15Hz	4950	36900	7%	204165
7	PNL67SPC3	48.5	60%	T82°C & 85%H, 15Hz	7950	15900	7.1%	109137
8	PNL46SPC1	48.5	60%	T82°C & 85%H, 15Hz	900	9720	7%	14798
9	PNL66SPC2	48.5	60%	T82°C & 85%H, 15Hz	3600	19800	7.1%	61130

Tableau 16: Échantillons utilisés dans les essais de fatigue sous la condition B (15Hz)

No.	Code d'échantillon	Force (kN)	% UTS	Condition	Seuil-P1 (cycle)	Seuil-Défaut (cycles)	Critère de déformation de l'ÉTS (10%)	Durée de vie correspond au critère
1	PNL67SPC1	42.2	50%	T25°C & 85%H, 15Hz	72000	234030	10.5%	2250000
2	PNL62SPC2	42.2	50%	T25°C & 85%H, 15Hz	60000	417120	9.95%	2193264
3	PNL62SPC4	42.2	50%	T25°C & 85%H, 15Hz	45000	51300	10%	1294157
4	PNL65SPC4	46.4	55%	T25°C & 85%H, 15Hz	15000	41895	10%	422162
5	PNL63SPC4	46.4	55%	T25°C & 85%H, 15Hz	18330	18900	9.9%	618124
6	PNL67SPC4	46.4	55%	T25°C & 85%H, 15Hz	18000	79650	9.9%	818206
7	PNL64SPC1	50.4	60%	T25°C & 85%H, 15Hz	84000	236040	9%	288135
8	PNL64SPC4	50.4	60%	T25°C & 85%H, 15Hz	9000	24000	9.6%	189192
9	PNL62SPC1	50.4	60%	T25°C & 85%H, 15Hz	16500	29000	10%	407311

Tableau 17: Échantillons utilisés dans les essais de fatigue sous la condition C (15Hz)

No.	Code d'échantillon	Force (kN)	% UTS	Condition	Seuil-P1 (cycle)	Seuil-Défaut (cycles)	Critère de déformation de l'ÉTS (9.6%)	Durée de vie correspond au critère
1	PNL86SPC4	41.5	50%	T82°C & SEC, 15Hz	38250	225000	9.4%	2575506
2	PNL103SPC2	41.5	50%	T82°C & SEC, 15Hz	\	\	\	\
3	PNL110SPC3	41.5	50%	T82°C & SEC, 15Hz	39000	75435	9.8%	1977652
4	PNL79SPC4	45.7	55%	T82°C & SEC, 15Hz	31350	73425	9.75%	1522218
5	PNL106SPC4	45.7	55%	T82°C & SEC, 15Hz	52500	210000	9.65%	848145
6	PNL69SPC1	45.7	55%	T82°C & SEC, 15Hz	41100	135000	9.7%	1265580
7	PNL88SPC2	49.8	60%	T82°C & SEC, 15Hz	18000	27000	9.9%	414045
8	PNL105SPC1	49.8	60%	T82°C & SEC, 15Hz	19500	22500	9.6%	492482
9	PNL76SPC3	49.8	60%	T82°C & SEC, 15Hz	16950	17550	9.5%	243279



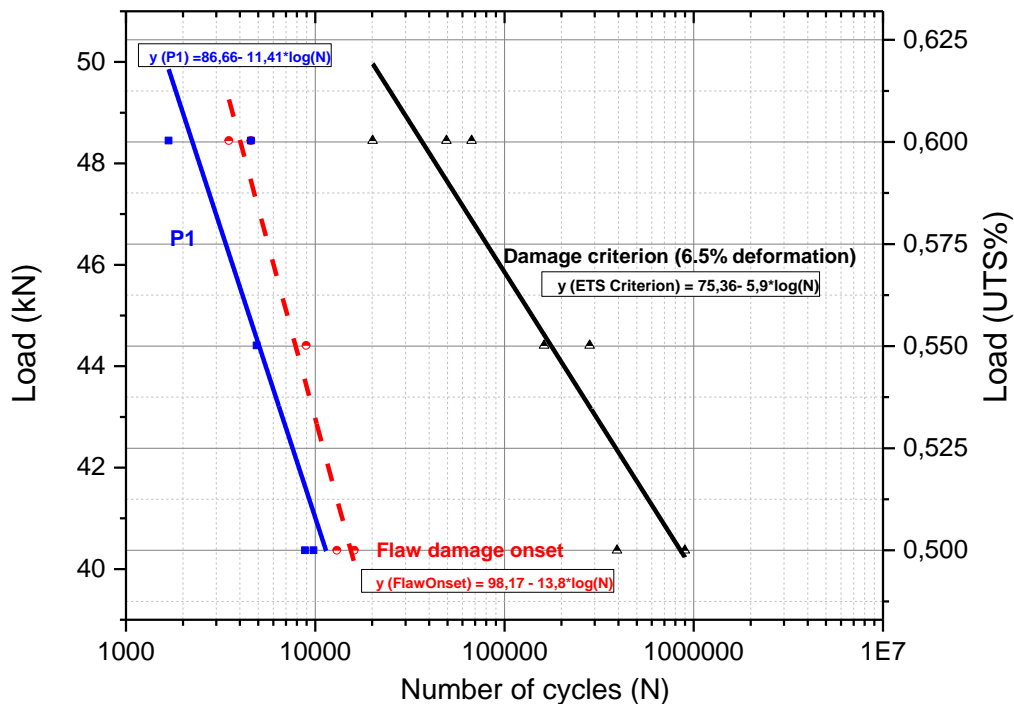


Figure 96: Courbes S-N associées à l'initiation des endommagements, à la propagation du délaminage de défaut artificiel et au critère de déformation de 6.5%, sous condition A (Essai fatigue en tension-tension, R=0.1, 7Hz)

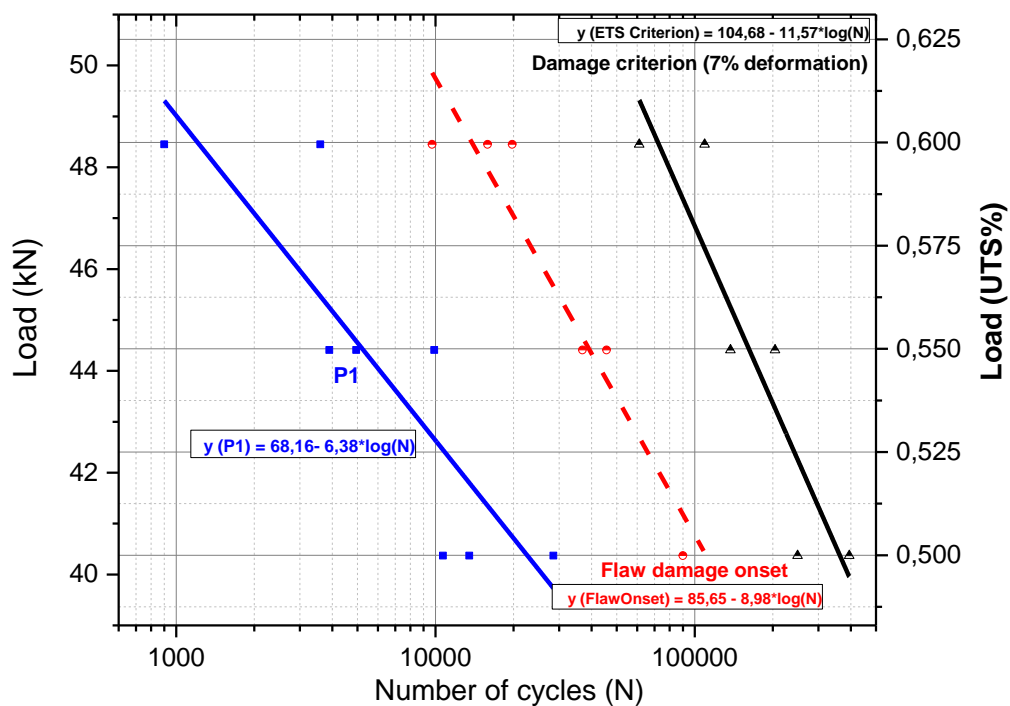


Figure 97: Courbes S-N associées à l'initiation des endommagements, à la propagation du délaminage de défaut artificiel et au critère de déformation de 7%, sous condition A (Essai fatigue en tension-tension, R=0.1, 15Hz)

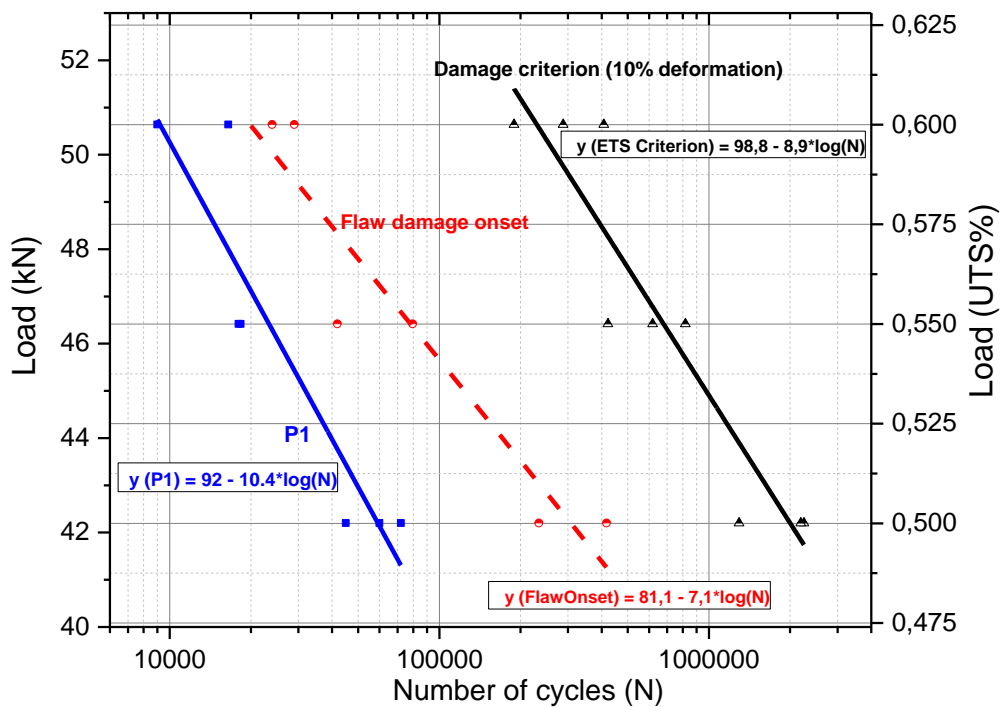


Figure 98: Courbes S-N associées à l'initiation des endommagements, à la propagation du délaminage de défaut artificiel et au critère de déformation de 10%, sous condition B (Essai fatigue en tension-tension, R=0.1, 15Hz)

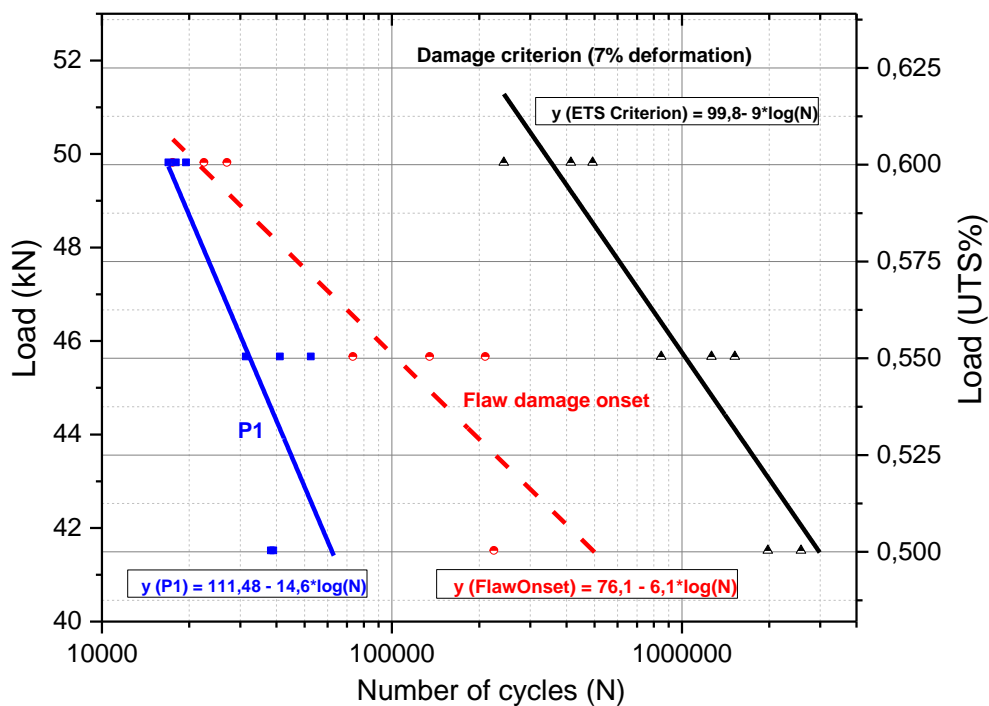


Figure 99: Courbes S-N associées à l'initiation des endommagements, à la propagation du délaminage de défaut artificiel et au critère de déformation de 9.6%, sous condition C (Essai fatigue en tension-tension, R=0.1, 15Hz)



### 3.4.4 Analyse comparative des courbes de fatigue

Cette section présente une analyse comparative de l'influence des facteurs environnementaux et du chargement sur le comportement en fatigue des échantillons composites. Ces études ont été effectuées en comparant les courbes S-N obtenues pour chaque condition durant les essais de fatigue en tension-tension. Trois facteurs ont été étudiés à cette étape: la température, l'humidité et la fréquence de chargement.

#### Analyse de l'influence de la température

La Figure 100 présente une comparaison des courbes S-N obtenues sous la condition A (15Hz) et la condition B. Les trois courbes en pointillés représentent la condition A à 15Hz, avec une température de 82°C et un pourcentage d'humidité de 85%. Les courbes en trait continu montrent les courbes S-N de la condition B avec le même pourcentage humidité (85%), mais sous une température de 25°C. Pour la compréhension de la présentation des graphiques, chaque groupe de courbe est composé de trois courbes S-N, une première qui est associée à l'initiation de la microfissuration de la matrice et du délaminage au bord, identifiée par P1. La courbe identifiée par *Flaw Onset* est associée à la propagation de la fissuration autour du défaut artificiel, et la dernière courbe correspond à la courbe S-N associée au critère de déformation de l'ÉTS.

En observant la Figure 100, on remarque que les trois courbes de la condition A-15Hz sont déterminées pour des durées de vie plus courtes que celles de la condition B. À titre d'exemple: pour une force de 46kN, la courbe S-N qui correspond à l'initiation de l'endommagement (P1) sous la condition B donne un nombre de cycles plus élevé lorsque comparée à la courbe S-N (P1) pour la condition A-15Hz. On note une diminution de 88 % sur la durée de vie en fatigue dû à la température élevée. La même tendance a été observée sur les courbes d'initiation du défaut (*Flaw Onset*) et sur les courbes associées aux critères de déformation de l'ÉTS. Les différences ont été calculées pour chacune des courbes S-N et les résultats sont présentés dans le Tableau 18. On peut remarquer que la durée de vie en fatigue des échantillons a diminué fortement en augmentant la température de l'essai. On peut conclure que la température joue un rôle important dans la dégradation de la durée de vie en

fatigue pour ce matériau. Cet effet peut s'expliquer par la dégradation de la matrice à haute température [18].

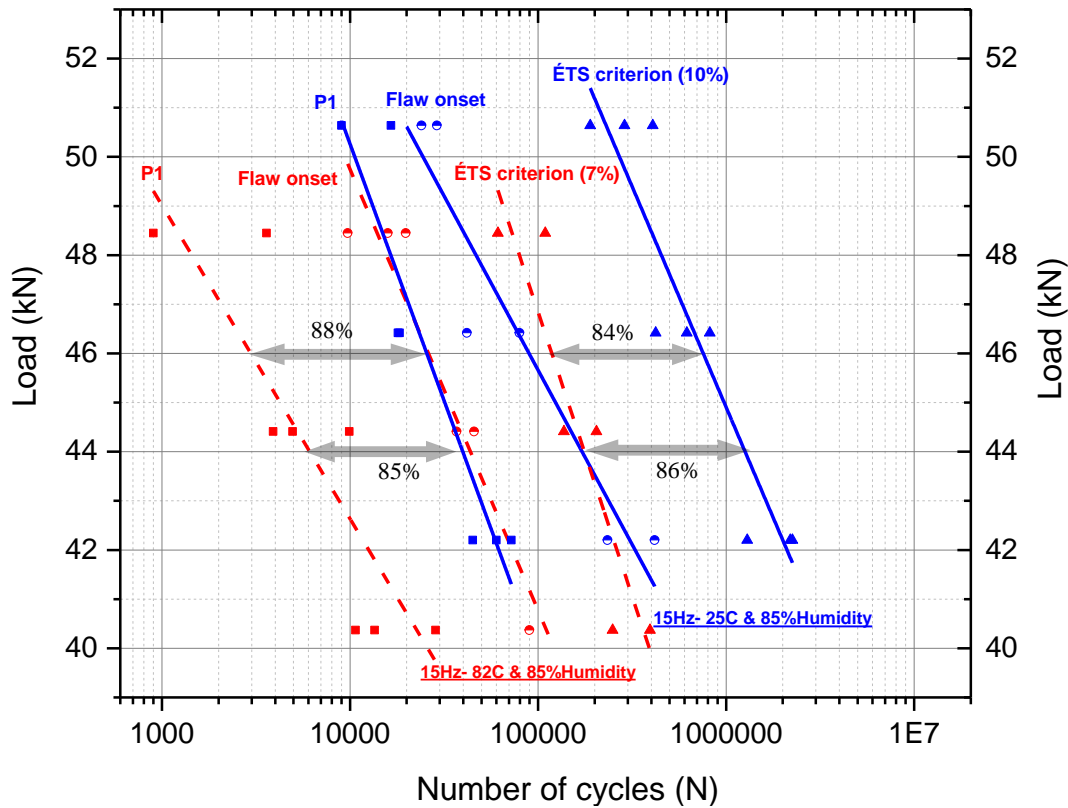


Figure 100: Comparaison des courbes S-N entre les essais sous la condition A-15Hz (en rouge) et la condition B-15Hz (en bleu)

Tableau 18: Comparaison des courbes S-N entre les essais sous les deux conditions d'essai: condition A-15Hz et condition B-15Hz

Chargement	Seuil – P1		Seuil – Région du défaut		Critère de l'ÉTS	
	Condition A-15Hz	Condition B	Condition A-15Hz	Condition B	Condition A-15Hz	Condition B
44 kN	6094	39700	43647	171656	176057	1259839
46 kN	2957	25482	26060	89006	118104	752373
$\Delta N$ -44kN	33606 (85%)		128009 (75%)		1083782 (86%)	
$\Delta N$ -46kN	22525 (88%)		62946 (71%)		634269 (84%)	

Tableau 19: Comparaison des modèles numériques des courbes S-N entre les essais sous les deux conditions d'essai: condition A-15Hz et condition B-15Hz

Modèles numériques des courbes S-N obtenues: $y = a + b \log(N)$						
Valeur des paramètres	Condition A-15Hz			Condition B-15Hz		
	P1	Flaw Onset	Critère ÉTS	P1	Flaw Onset	Critère ÉTS
$a$	68.2	85.7	104.7	92	81.1	98.8
$b$	-6.4	-9	-11.6	-10.4	-7.1	-8.9
Intervalle	$68 < a < 105$		$-12 < b < -6$	$80 < a < 100$		$-11 < b < -7$

### Analyse de l'influence de l'humidité

Pour étudier l'effet de l'humidité, les courbes S-N sont comparées pour les deux conditions suivantes: la condition A à 15Hz et la condition C à 15Hz. Ces deux configurations présentent une seule différence, qui est le degré d'humidité. La condition A correspond à un environnement ayant un pourcentage d'humidité de 85 %, tandis que la condition C représente un environnement sec. La Figure 101 compare les courbes S-N pour les deux conditions. On peut constater les trois courbes de la condition A-15Hz donnent des durées de vie plus courtes que celles de la condition C. La même démarche de comparaison des courbes que celle présentée dans la partie précédente a été effectuée et les différences sont données dans le Tableau 20 et 21. Pareillement, on peut se rendre compte que le facteur d'humidité a une influence importante sur la durée de vie en fatigue des échantillons, et que cette influence est aussi importante que celle de la température. La durée de vie en fatigue diminue considérablement lorsque le matériau composite est exposé à une concentration importante d'humidité.

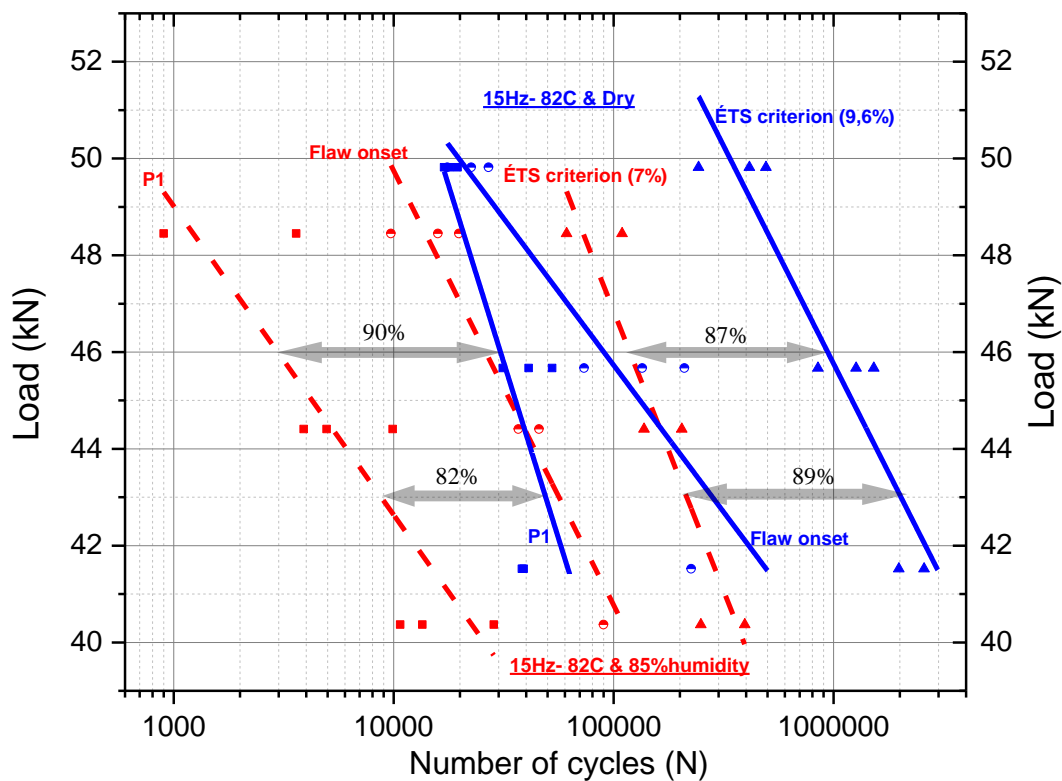


Figure 101: Comparaison des courbes S-N entre les essais sous la condition A-15Hz (en rouge) et la condition C-15Hz (en bleu)

Tableau 20: Comparaison des courbes S-N entre les essais sous les deux conditions d'essai: condition A-15H et condition C-15Hz

Chargement	Seuil-P1		Seuil – Région du défaut		Critère de l'ETS	
	Condition A-15Hz	Condition C	Condition A-15Hz	Condition C	Condition A-15Hz	Condition C
46 kN	2958	30540	26084	90170	118325	938660
43 kN	8702	49079	56332	281079	214955	2020321
$\Delta N$ -46kN	27582 (90%)		64086 (71%)		820335 (87%)	
$\Delta N$ -43kN	40377(82%)		224747(80%)		1805366 (89%)	

Tableau 21: Comparaison des modèles numériques des courbes S-N entre les essais sous les deux conditions d'essai: condition A-15H et condition C-15Hz

Modèles numériques des courbes S-N obtenues: $y = a + b \log(N)$						
Valeur des paramètres	Condition A-15Hz			Condition C-15Hz		
	P1	Flaw Onset	Critère ÉTS	P1	Flaw Onset	Critère ÉTS
<i>a</i>	68.2	85.7	104.7	111.5	76.1	99.8
<i>b</i>	-6.4	-9	-11.6	-14.6	-6.1	-9
Intervalle	$68 < a < 105$		$-12 < b < -6$	$76 < a < 112$		$-15 < b < -6$

### Analyse de l'influence combinée de l'humidité et de la température

Cette partie présente une étude de l'influence de l'effet combiné de la température et de l'humidité. Pour cela, deux comparaisons des courbes S-N ont été réalisées. La première analyse consiste à comparer les courbes S-N des essais à 7Hz. Les conditions explorées dans ce cas sont la condition de l'environnement ambiant (condition RT) à 7Hz et la condition A à 7Hz. Les résultats de la comparaison sont exposés à la Figure 102. La deuxième comparaison se fait dans les mêmes conditions que celles de la première comparaison, mais avec une fréquence de chargement de 15Hz. Les résultats obtenus sont donnés dans la Figure 103. Comme les essais sous la condition RT et la condition A n'ont pas le même critère d'arrêt, la troisième courbe (rupture ou critère de déformation) n'a pas été présentée dans les comparaisons. Les résultats sont rapportés dans le Tableau 22. On peut remarquer que, dans les deux cas, les seuils d'initiation d'endommagement des échantillons sous la condition RT se présentent beaucoup plus tard que ceux sous la condition A. Une diminution d'environ 99 % de la vie de fatigue a été observée dans la condition A, pour laquelle les effets de la température et de l'humidité sont combinés.

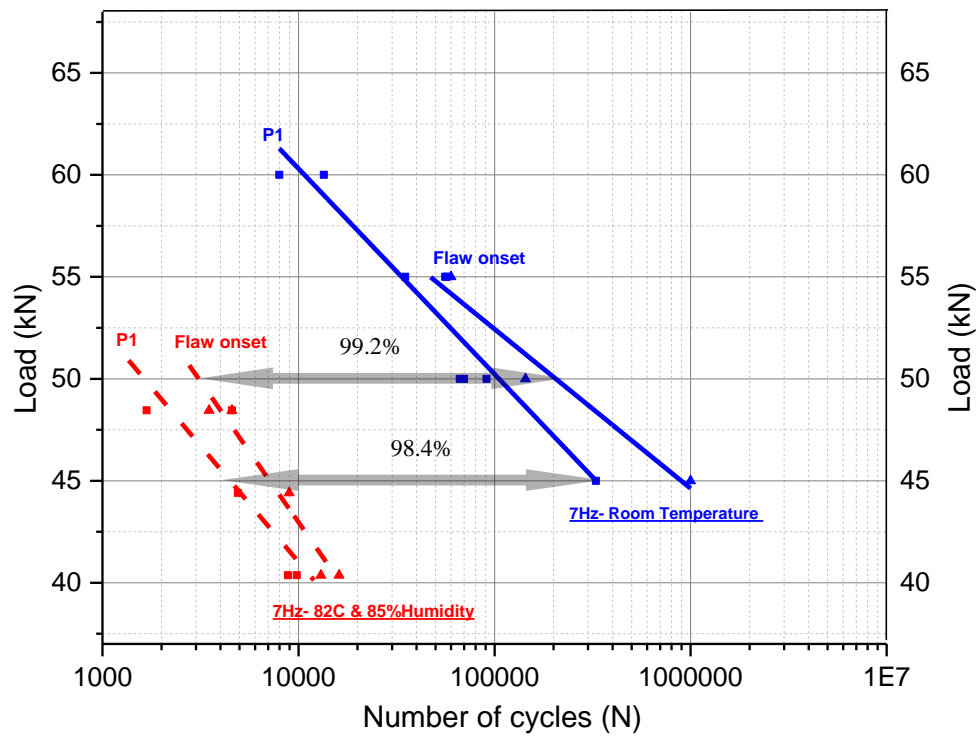


Figure 102: Comparaison des courbes S-N entre les essais sous la condition RT(en bleu) et la condition A -7Hz (en rouge)

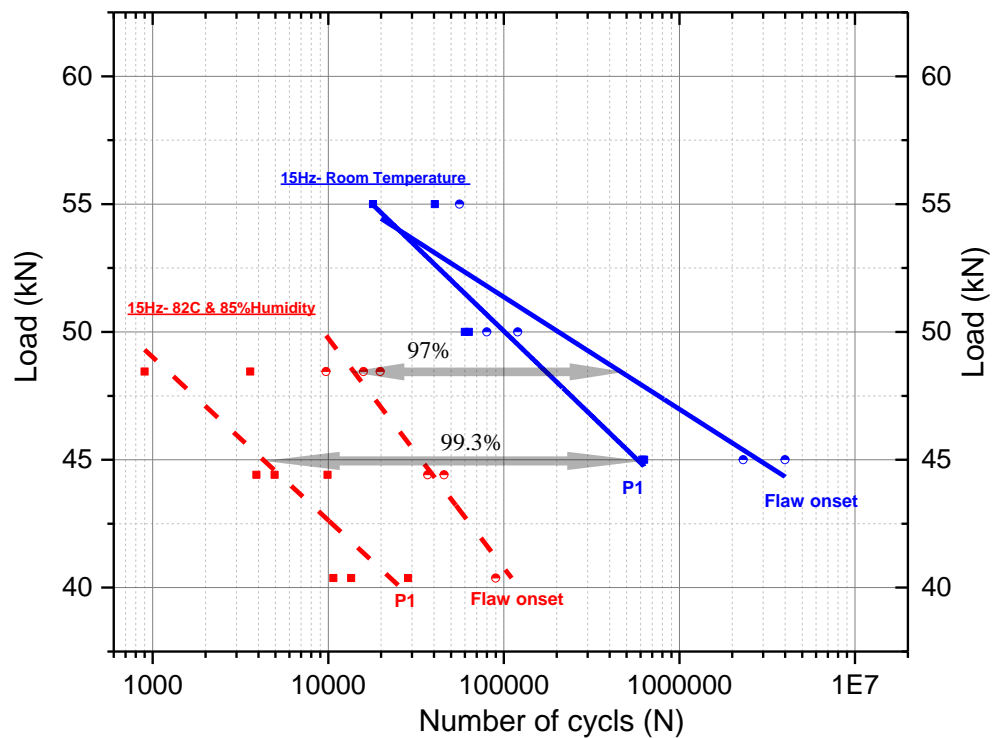


Figure 103: Comparaison des courbes S-N entre les essais sous la condition RT (en bleu) et la condition A-15Hz (en rouge)

Tableau 22: Comparaison des courbes S-N entre les essais des deux conditions (condition A et RT) à 7Hz et 15Hz

7 HZ						
	Seuil-P1		Seuil – Région du défaut		Critère de <i>Mohamed Khay</i>	
Chargement	Condition RT	Condition A	Condition RT	Condition A	Condition RT	Condition A
50 kN	105699	1637	893073	7134		
45 kN	329000	4451	205940	3084		
ΔN-50kN	104062 (98%)		885939 (99.2%)			
ΔN-45kN	324549 (98.4%)		202856 (98.5%)			
15 Hz						
	Seuil-P1		Seuil – Région du défaut		Critère de <i>Mohamed Khay</i>	
Chargement	Condition RT	Condition A	Condition RT	Condition A	Condition RT	Condition A
48.5 kN	170041	1203	449870	13706		
45 kN	572281	4209	2788902	33609		
ΔN-48.5kN	168838 (99.3%)		436164 (97%)			
ΔN-45kN	568072 (99.3%)		2755293 (98.8%)			

Tableau 23: Comparaison des modèles numériques des courbes S-N entre les essais des deux conditions (condition A et RT) à 7Hz et 15Hz

Modèles numériques des courbes S-N obtenues: $y = a + b \log(N)$						
7 Hz						
Valeur des paramètres	Condition RT-7Hz			Condition A-7Hz		
	$P1$	Flaw Onset	Critère ÉTS	$P1$	Flaw Onset	Critère ÉTS
$a$	100.6	91.5		86.7	98.2	
$b$	-10.1	-7.8		-11.4	-13.8	
Intervalle	$91 < a < 101$		$-11 < b < -8$	$86 < a < 99$		$-14 < b < -11$
15 Hz						
Valeur des paramètres	Condition RT-15Hz			Condition A-15Hz		
	$P1$	Flaw Onset	Critère ÉTS	$P1$	Flaw Onset	Critère ÉTS
$a$	83.1	73.3		68.2	85.7	
$b$	-6.6	-4.4		-6.4	-9	
Intervalle	$73 < a < 84$		$-7 < b < -4$	$68 < a < 86$		$-10 < b < -6$

La réalisation d'essais de fatigue sur des échantillons exposés simultanément à la température et à l'humidité (condition A) favorise la dégradation et la fissuration de la matrice du composite. Grâce à l'utilisation de l'émission acoustique, ces premières fissurations ont été détectées tôt en durée de vie. D'après l'analyse comparative des courbes S-N précédentes, on peut constater que le vieillissement humide influence beaucoup la durée de vie en fatigue des échantillons (Figure 101). Lorsque le facteur température est pris en compte, l'influence sur les courbes S-N est fortement accentuée (Figure 102 et 103). On peut alors conclure que l'humidité dégrade les propriétés mécaniques des composites à matrice polymérique, diminue la durée de vie en fatigue des composites, et que cette diminution est fortement accentuée

lorsque l'échantillon est exposé à une température élevée. La température, dans ce cas-ci, dégrade la matrice et aussi favorise la diffusion de l'humidité dans les stratifiés composites.

### Analyse de l'influence de la fréquence du chargement

La fréquence du chargement en fatigue a une influence importante sur la durée de vie en fatigue du composite. Dans la littérature, on a remarqué que, du fait de la nature viscoélastique de la matrice dans les composites, l'augmentation de la fréquence de chargement favorise la vie de fatigue [20]. En revanche, cette conclusion n'est valable que si la fréquence du chargement n'entraîne pas l'augmentation de la température de l'échantillon, sinon, la tenue en fatigue diminuera [20].

La Figure 104 montre la comparaison des courbes S-N sous la condition A avec deux fréquences de chargement différentes: 7Hz et 15Hz. D'abord, on constate que la courbe associée au seuil d'initiation d'endommagement autour du défaut artificiel sous chargement à 15Hz est décalée par rapport à celle à 7Hz. L'augmentation de la fréquence, dans ce cas-ci, favorise la tenue en fatigue dans les trois niveaux de chargements choisis. Par ailleurs, pour le seuil P1, les deux courbes de 7Hz et de 15Hz se croisent à une force d'environ 45kN. Dans ce cas, pour un chargement moins grand que 45kN, la fréquence 15Hz favorise la tenue en fatigue. Par contre, la haute fréquence (15Hz) a un effet négatif lorsque le chargement se situe au-dessus de 45kN. Le même effet a aussi été constaté par *Minak* [33]. Cet effet peut être causé par l'augmentation de la température dans les échantillons lorsque les grands chargements se font à la fréquence 15Hz. La même comparaison a été effectuée pour la condition ambiante (RT) avec les mêmes fréquences de 7Hz et de 15Hz (Figure 105). L'effet de croisement entre les courbes de fatigue de 7Hz et de 15Hz a aussi été présenté pour les trois types de courbes S-N.

Les Tableaux 24 et 25 résument les différences estimées entre les courbes S-N pour les deux conditions comparées précédemment. On peut d'abord remarquer que les différences entre les courbes S-N obtenues à 7Hz et à 15Hz sont beaucoup moins grandes que celles des comparaisons précédentes. L'influence de la fréquence du chargement sur l'initiation d'endommagement et sur la durée de vie en fatigue est moins importante que celle de la température ou de l'humidité.

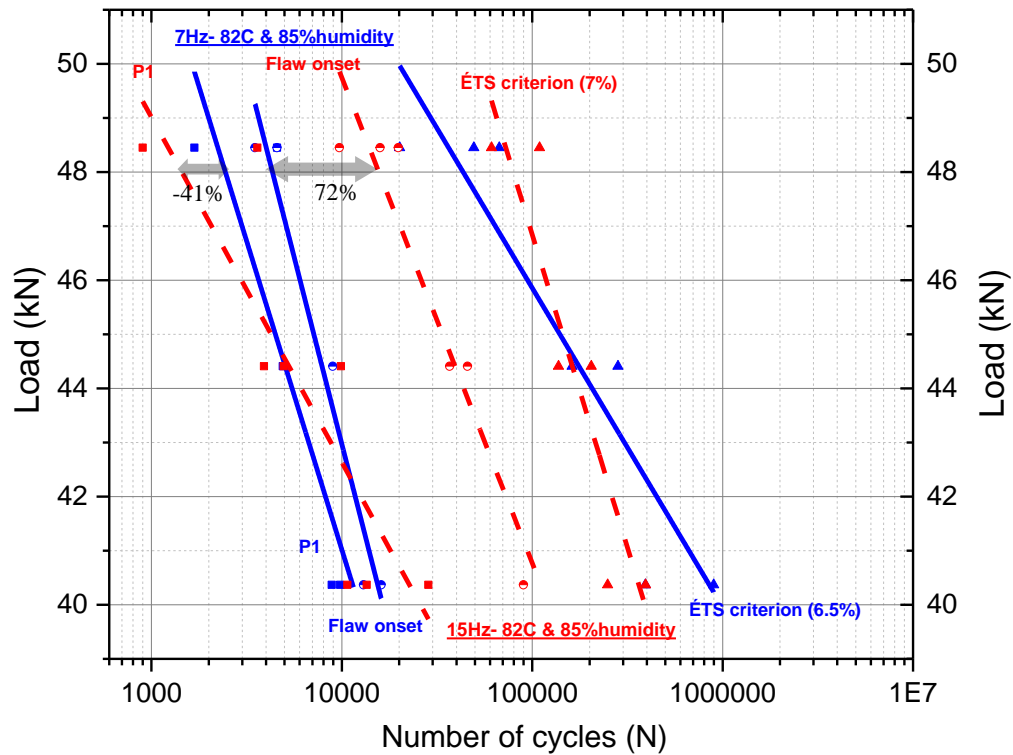


Figure 104: Comparaison des courbes S-N entre les essais sous la condition A-7Hz (en bleu) et la condition A-15Hz (en rouge)

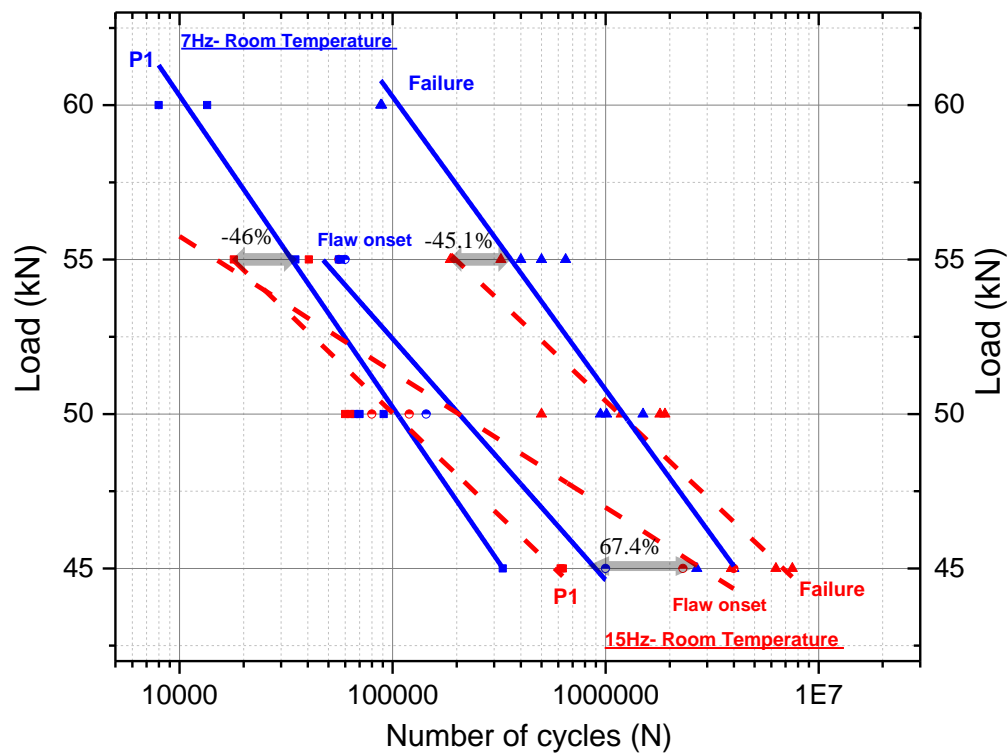


Figure 105: Comparaison des courbes S-N entre les essais sous la condition RT-7Hz (en bleu) et la condition RT-15Hz (en rouge)



Tableau 24: Comparaison des courbes S-N entre les essais sous la condition A à 7Hz et la condition A à 15Hz

Chargement	Seuil-P1		Seuil – Région du défaut		Critère de l'ETS	
	Condition A 7Hz	Condition A 15Hz	Condition A 7Hz	Condition A 15Hz	Condition A 7Hz	Condition A 15Hz
48 kN	2441	1441	4315	15646	43221	79375
40.3kN	11368	23079	15426	111250	848364	361744
$\Delta N$ -46kN	1000 (-41%)		11331 (72%)		36154 (45.5%)	
$\Delta N$ -40.3kN	11711 (51%)		95824 (86%)		486620 (-57.4%)	

Tableau 25: Comparaison des courbes S-N entre les essais sous la condition RT à 7Hz et la condition RT à 15Hz

Chargement	Seuil-P1		Seuil – Région du défaut		Rupture	
	Condition RT 7Hz	Condition RT 15Hz	Condition RT 7Hz	Condition RT 15Hz	Condition RT 7Hz	Condition RT 15Hz
55 kN	33456	18000	47200	14856	358989	196940
45 kN	329000	576368	904058	2774150	4000000	6789086
$\Delta N$ -55kN	15456 (-46%)		32344 (-68.5%)		162049 (-45.1%)	
$\Delta N$ -45kN	247368 (43%)		1870092 (67.4%)		2789086 (41%)	

Tableau 26: Comparaison des modèles numériques des courbes S-N entre les essais sous la condition A à 7Hz et la condition A à 15Hz

Modèles numériques des courbes S-N obtenues: $y = a + b \log(N)$						
Valeur des paramètres	Condition A-7Hz			Condition A-15Hz		
	PI	Flaw Onset	Critère ÉTS	PI	Flaw Onset	Critère ÉTS
$a$	86.7	98.2	75.4	68.2	85.7	104.7
$b$	-11.4	-13.8	5.9	-6.4	-9	-11.6
Intervalle	$75 < a < 99$		$-12 < b < -5$	$68 < a < 105$		$-12 < b < -6$

Tableau 27: Comparaison des modèles numériques des courbes S-N entre les essais sous la condition RT à 7Hz et la condition RT à 15Hz

Modèles numériques des courbes S-N obtenues: $y = a + b \log(N)$						
Valeur des paramètres	Condition RT-7Hz			Condition RT-15Hz		
	PI	Flaw Onset	Critère ÉTS	PI	Flaw Onset	Critère ÉTS
$a$	100.6	91.5	107.7	83.1	73.3	89.5
$b$	-10.1	-7.8	-9.5	-6.6	-4.4	-6.5
Intervalle	$91 < a < 108$		$-11 < b < -7$	$73 < a < 90$		$-4 < b < -6.7$

Les courbes S-N de 7Hz croisent celles de 15Hz. En général, pour des chargements moins élevées, la fréquence 15Hz favorise la tenue en fatigue des échantillons. Par contre, lorsque le niveau de chargement augmente, la fréquence 15Hz devient un facteur négatif pouvant diminuer la tenue en fatigue des échantillons.

## Conclusion

Dans cette section, l'influence de trois facteurs sur la durée de vie en fatigue du matériau a été examinée en comparant les courbes S-N obtenues pour chaque condition d'essai. Premièrement, il a été observé que l'augmentation de la température diminue énormément la durée de vie en fatigue des échantillons. Cet effet est causé par la dégradation de la matrice sous la haute température dans les échantillons. Les propriétés mécaniques de la matrice deviennent faibles, et les fissures apparaissent tôt et se propagent plus facilement durant les essais de fatigue. Deuxièmement, la présence d'humidité joue un rôle très important sur la durée de vie en fatigue. L'humidité présente dans les échantillons dégrade les propriétés mécaniques des composites à matrice polymère et cet effet est d'autant plus important lorsqu'il est combiné à de hautes températures qui permettent de favoriser la diffusion de l'humidité entre les couches du stratifié composite.

La fréquence du chargement a une double influence sur le comportement mécanique en fatigue. D'une part, un chargement à une fréquence élevée peut favoriser l'augmentation de la durée de vie en fatigue pour certains niveaux de chargement. Les échantillons sous des faibles chargements à 15Hz résistent plus longtemps que ceux à 7Hz. Par ailleurs, cette conclusion n'est valable que lorsque la fréquence des chargements n'engendre pas un gradient élevé de température interne dans ce matériau.

### 3.5 Classification des signaux d'émission acoustique

Les signaux d'EA collectés durant les essais de fatigue sont un bon indicateur pour la détection de l'initiation d'endommagement dans les échantillons. Les analyses de la distribution des paramètres extraits sur les signaux d'EA ont permis de déterminer le nombre de cycles associé à l'initiation des endommagements et à sa propagation jusqu'à la rupture complète de l'échantillon. La technique de localisation des sources des endommagements a permis de localiser l'initiation des endommagements autour du défaut artificiel et a permis de déterminer la courbe S-N associée spécifiquement à la zone autour du défaut artificiel. Par contre, ces analyses ne permettent pas d'identifier la nature des sources d'endommagement durant les essais de fatigue. En effet, dans l'étude du comportement en fatigue, l'influence de chaque mode d'endommagement sur la durée de vie en fatigue des échantillons est différente. Par exemple, le comportement en fatigue du composite tissé de l'étude, est moins influencée par la microfissuration de la matrice que par la présence de la délamination macroscopique ou la rupture des fibres dans les couches du stratifié. Il est donc important de déterminer les seuils d'initiation des différents mécanismes d'endommagement et d'étudier leur évolution durant les essais de fatigue. Une des méthodes les plus intéressantes pour ce faire consiste à appliquer un classificateur supervisé ou non supervisé afin de classer les différents signaux d'EA dans différents groupes et les associer aux types d'endommagements qui se créent durant les essais de fatigue. Dans ce cas-ci, la méthode de la carte de Kohonen (*SOM* en anglais) a été appliquée comme classificateur, en lui associant la méthode des *k*-moyennes. Cette méthode de classification porte le nom de « *k-SOM* » et a beaucoup été utilisée dans la littérature (voir section 2.4.3). La démarche de classification se réalise en deux parties: la première phase consiste à utiliser la carte de Kohonen pour présenter les données à classer sur une carte bidimensionnelle selon une distribution du poids. La méthode des *k*-moyennes est ensuite appliquée dans une deuxième phase pour identifier les frontières entre les différentes classes et classer les neurones entraînées qui sont semblables (voir section 2.4.3, Analyse multi-paramétrique).

#### Choix des paramètres caractéristiques des signaux d'EA pour la classification

Dans une classification, les signaux d'EA sont représentés par des vecteurs multidimensionnels qui représentent plusieurs paramètres caractéristiques des signaux d'EA. Le

choix des paramètres est important pour l'efficacité de la méthode de classification. Les paramètres des signaux d'EA peuvent être temporels ou fréquentiels (section 2.4.3). Dans la littérature, il a été démontré que les paramètres temporels des signaux d'EA sont moins appropriés lorsque les sources d'EA se situent loin des capteurs [38]. Cet effet est dû à l'atténuation des signaux d'EA durant la propagation à travers la structure. Par ailleurs, dans les essais de fatigue du projet, les capteurs sont placés immédiatement à côté de la région de surveillance (zone autour du défaut artificiel) et l'effet d'atténuation des ondes durant leur propagation est considéré comme négligeable. De plus, à cause de la présence de saturation sur l'amplitude dans une partie des signaux d'EA collectés, des erreurs de calculs sur les paramètres fréquentiels ont été remarqués. Pour ces raisons, les paramètres caractéristiques choisis dans la suite de cette étude sont des paramètres temporels. En effet, cinq paramètres ont été choisis pour créer les vecteurs représentatifs des signaux d'EA: temps de montée, nombre de coups, durée du signal, amplitude et énergie du signal. Ces paramètres temporels ont été choisis en se basant sur l'analyse de corrélation réalisée entre les paramètres et les travaux présentés par *S. Huguet* [41], *L. Li* [42] et *N. Godin* [43]. Tous les paramètres ont été normalisés en les divisant par leur valeur de variance, qui s'établit entre 0 et 1. Les signaux d'EA collectés durant l'essai #1 sous la condition A à 15Hz ont été utilisés pour démontrer la procédure de classification. Au total, 39 498 signaux ont été sélectionnés pour la classification.

### Les paramètres caractéristiques de la carte de Kohonen

La carte de Kohonen a été choisie à deux dimensions avec une taille de  $16 \times 16$ . Les essais avec les tailles de  $10 \times 10$  et de  $20 \times 20$  ont été réalisés sur la carte de Kohonen, et il a été démontré que la taille de  $16 \times 16$  a une meilleure efficacité combinée avec le temps de calcul et la performance de classification. Le rayon de la zone de voisinage  $R$  est fixé à 5 et décroît d'une façon exponentielle jusqu'à 1. Le facteur d'apprentissage  $\eta$  a été fixé à 1 au début de l'essai et diminue linéairement jusqu'à une valeur finale  $\eta_e$ . Deux valeurs de  $\eta_e$  ont été appliquées dans cette analyse:  $\eta_e = 0.4$  et  $\eta_e = 0.25$ . Les résultats obtenus sont présentés dans les sections suivantes. La Figure 106 présente l'évolution de la zone de voisinage au début de la procédure de classification et à la fin de la procédure. La grandeur de la zone de voisinage diminue en fonction de l'itération du calcul.

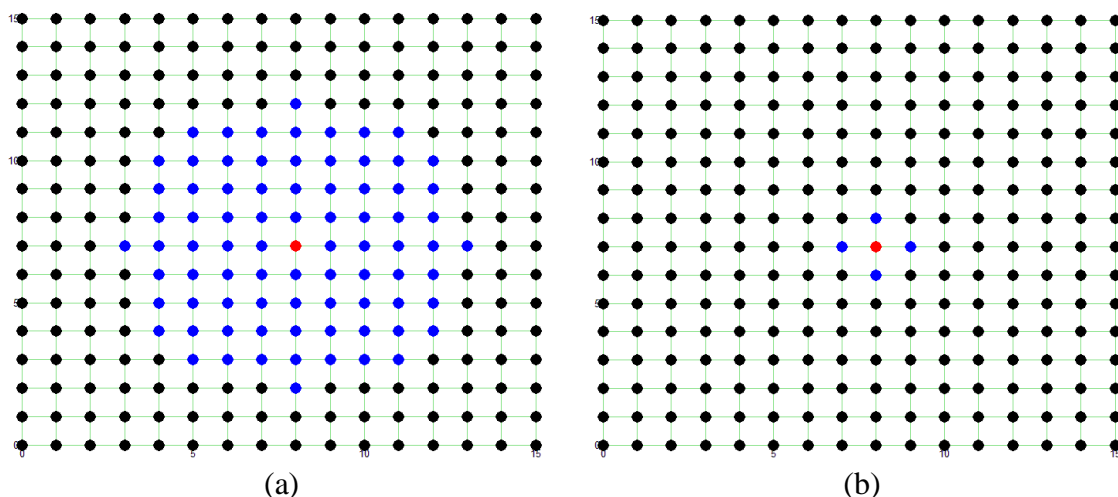


Figure 106: Zone de voisinage sur la carte de Kohonen, le point rouge représente le neurone vainqueur, les points bleus représentent les neurones voisins:  
 (a) début de la classification,  $R = 5$ , (b) fin de la classification,  $R = 1$

### Les topologies obtenues

L'entraînement de la carte de Kohonen a été basé sur les procédures présentées dans la section 3.4.3. Les calculs ont été réalisés avec un programme codé sur Matlab (voir Annexe A). Deux topologies ont été obtenues avec les deux différents taux de diminution du facteur d'apprentissage  $\eta$ . La méthode de projection non linéaire (*NP-SOM*) a été utilisée pour visualiser la carte de Kohonen formée. Cette méthode, introduite par *Mao et Jain* [54], consiste à représenter en trois dimensions la distance euclidienne maximale d'un neurone par rapport à ses voisins immédiats. Les frontières entre les classes sont illustrées par les zones surélevées sur la carte formée (Figure 107 et Figure 108).

La Figure 107 montre la représentation par la méthode *NP-SOM* de la carte de Kohonen. La topologie a été obtenue avec un facteur d'apprentissage initial égal à 1, qui diminue jusqu'à 0.25 à la fin du calcul. On peut remarquer les frontières sur la carte, qui sont visibles par les reliefs dans la direction de  $Z$ . Quatre zones différentes ont été identifiées à partir des frontières. La Figure 108 présente la topologie obtenue avec un facteur d'apprentissage initial de 1 et qui diminue jusqu'à 0.4 à la fin du calcul. Ici, la distribution des frontières est un peu plus complexe que celle présentée dans le cas précédent. Cinq zones ont alors été identifiées sur la carte.

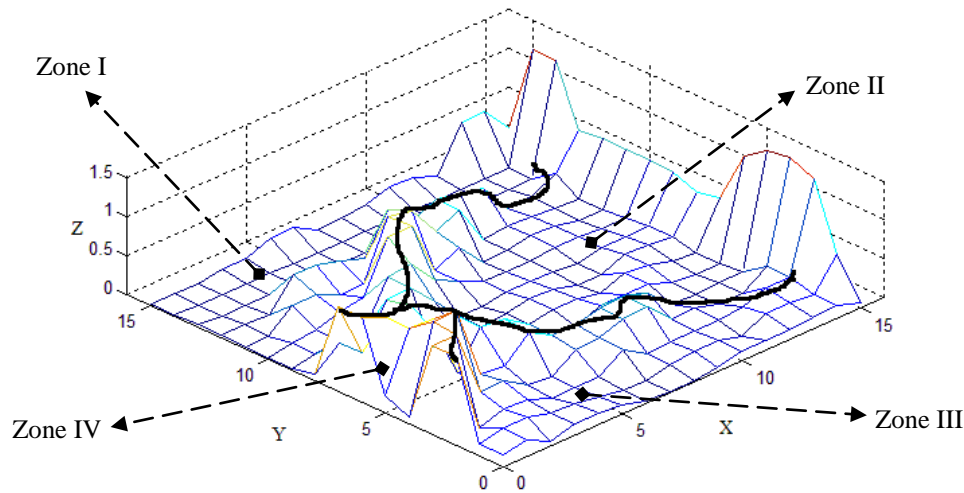


Figure 107: Cas-1, topologie du réseau formé après la phase d'entraînement, avec  $\eta_e=0.25$  et  $R=5$ . Les reliefs représentent les distances moyennes les plus fortes entre neurones

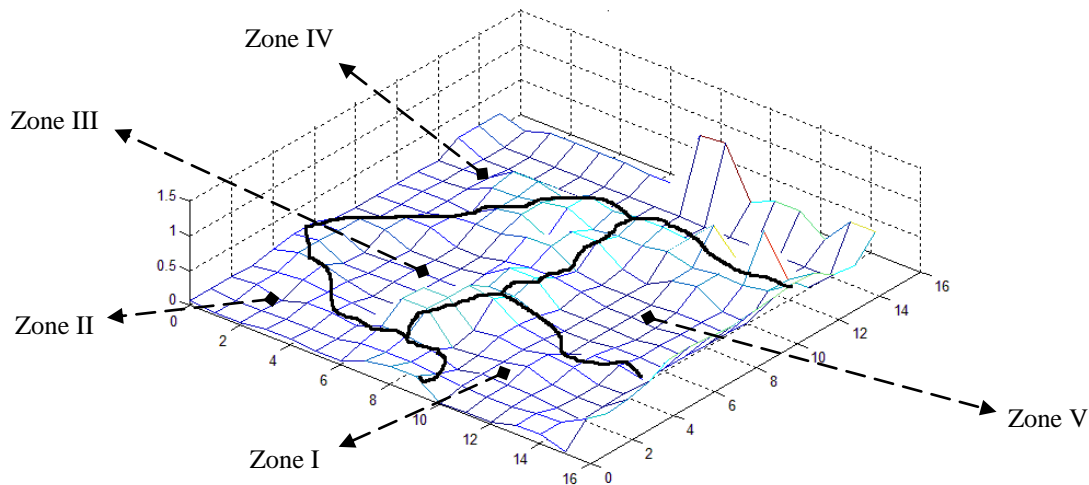


Figure 108: Cas-2, topologie du réseau formé après la phase d'entraînement, avec  $\eta_e=0.4$  et  $R=5$ . Les reliefs représentent les distances moyennes les plus élevées entre neurones

Si l'on se fie aux deux résultats de classification présentés ici, on remarque que la méthode de *NP-SOM* permet de visualiser les frontières entre les différentes classes sur la topologie afin de classer les signaux d'EA qui sont reliée à chaque neurone de la carte de Kohonen. Par contre, cette méthode visuelle dépend fortement de la complexité de la distribution des frontières et de la précision de l'identification des frontières. Dans les deux cas précédents, on peut constater que les frontières sur la carte peuvent être noyées dans un « bruit de fond » de forte amplitude, ce qui peut créer des erreurs dans les résultats de classification. Dans le but d'obtenir des résultats de classification plus précis et de réaliser une classification automatique, la méthode des *k-moyennes* sera appliquée.

### Classification de la topologie par la méthode des $k$ -moyennes

La méthode des  $k$ -moyennes employée ici est utile pour classer les neurones de la topologie obtenue par la méthode de la carte de Kohonen. Les vecteurs analysés sont les vecteurs poids de chacun de ces neurones. L'avantage de classer les vecteurs poids des neurones, au lieu des vecteurs des signaux d'EA, est de minimiser l'influence de la corrélation entre les différents paramètres d'EA sur les résultats de la classification, puisque les paramètres du vecteur poids des neurones ne sont pas corrélés initialement [45].

Le critère de Davies et Bouldin (DB) (voir section 2.4.3) a été employé pour optimiser le choix du nombre de classes ( $k$ ) dans la méthode des  $k$ -moyennes. Ce critère de mesure consiste à évaluer le rapport de la dispersion intra-classes et de la dispersion inter-classe afin de trouver la valeur optimale de  $k$  pour la classification [43] [42]. Dans le critère DB, une valeur de  $k$  optimale donne une valeur de DB faible. La méthode des  $k$ -moyennes a été appliquée pour les deux topologies obtenues dans les deux cas précédentes (Figures 107 et 108). La valeur DB a été calculée pour chacun des valeurs de  $k$  appliqué qui varie de 2 à 6. Les résultats sont présentés dans la Figure 109, avec une normalisation entre 0 et 1 sur les valeurs DB. On peut constater que les valeurs DB de la topologie du cas 2 sont généralement plus grandes que celles du cas 1, c'est-à-dire que les classes trouvées par la topologie du cas 1 sont meilleures que celles données par la topologie du cas 2. D'après le critère de DB, le nombre de classes optimales pour la classification est 3.

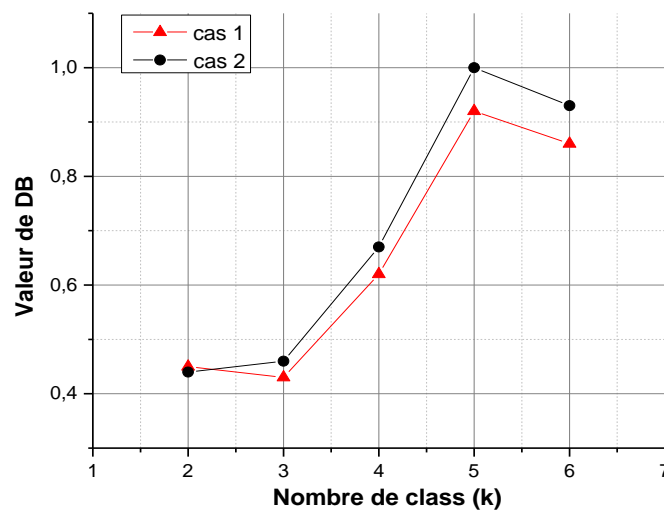


Figure 109: Valeurs de DB calculées pour le nombre de classe ( $k$ ) de 2 à 6, pour les topologies de cas 1(en rouge) et cas 2 (en noir)

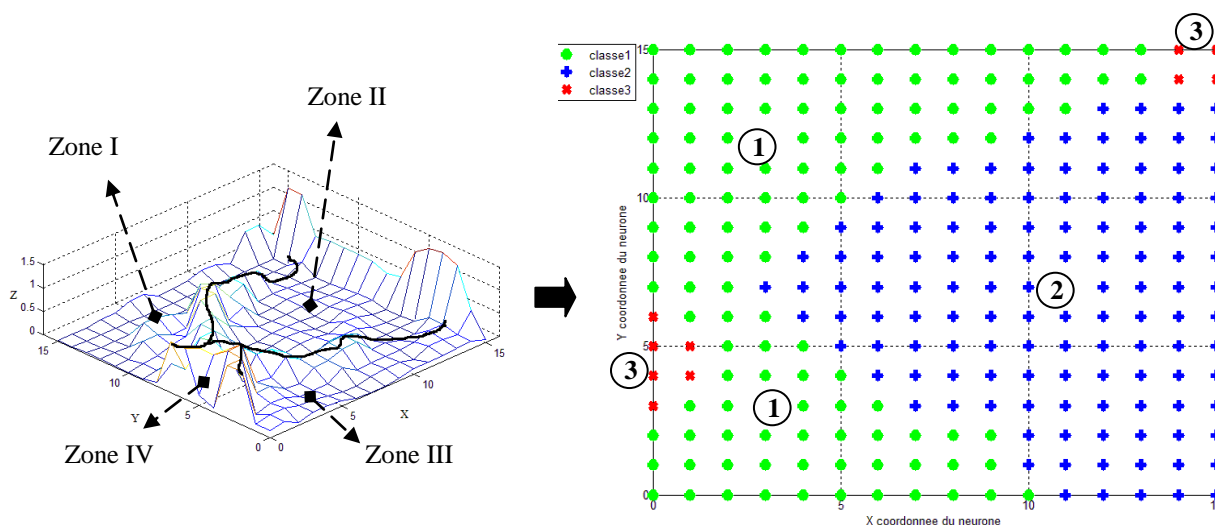


Figure 110: Représentation 2D du résultat de classification des neurones de la carte de Kohonen (méthode des  $k$ -moyennes avec  $k=3$ , en utilisant la topologie du cas 1)

La Figure 110 présente le résultat de la classification des neurones de la carte de Kohonen par la méthode des  $k$ -moyennes. La méthode des  $k$ -moyennes a été appliquée pour classifier les neurones de la carte de Kohonen, afin d'identifier les différentes zones sur cette carte. La topologie employée est celle du cas 1, qui a été divisée visuellement en quatre zones. D'après les résultats, on remarque que les zones classées par la méthode des  $k$ -moyennes correspondent généralement à celles obtenues par la méthode visuelle. Par contre, la zone I et III ont été combinées dans une même classe (classe 1, en vert). Au total, trois zones ont été identifiées par la méthode des  $k$ -moyennes. Elles sont représentées par les points en couleurs rouges, verts et bleus sur la Figure 110. Chaque neurone classé dans les diverses zones sur la carte de Kohonen est reliée aux signaux d'EA, ce qui se traduit par une classification des signaux d'EA.

Les figures suivantes (Figures 111 à 113) présentent les résultats de la classification des signaux d'EA recueillis durant l'essai de fatigue #1 sous la condition A-15Hz. La Figure 111 montre les courbes de l'évolution des événements cumulés en fonction du temps de fatigue pour les trois classes obtenues. On peut voir que les distributions des courbes de la classe 1 et 2 suivent les mêmes tendances, et que les distributions des nombres d'événements en fonction du temps sont plus élevées que celle de la classe 3. En effet, l'initiation d'émission des signaux d'EA des trois classes commence vers 1700s (25500 cycles). Par contre, l'intensité



d'émission des classes 1 et 2 est beaucoup plus élevée que celle de la classe 3, peu de signaux de classes 3 sont détectés durant cette première augmentation.

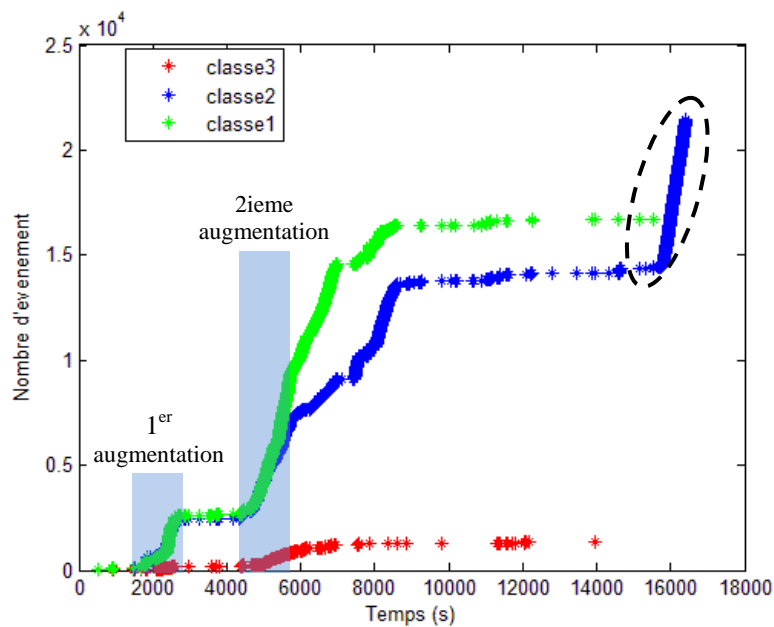


Figure 111: Courbes cumulatives des signaux d'EA pour les trois classes obtenues

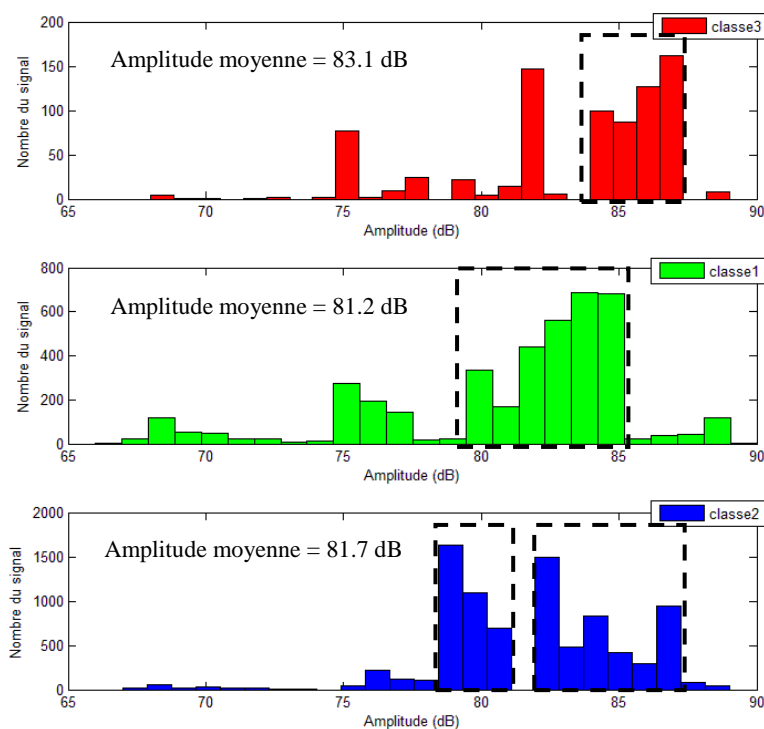


Figure 112: Distributions de l'amplitude des signaux d'EA groupés dans les trois classes

Ensuite, les courbes des trois classes se stabilisent et jusqu'au temps 4700s (70500 cycles), à partir duquel la deuxième augmentation a commencé. L'intensité d'émission de la classe 3 dans ce cas est plus élevée que celle présentée durant la première augmentation, et se stabilise après 8 000s (120 000 cycles) et disparaît à partir de 14 000s (210 000 cycles). D'un autre côté, on remarque une troisième augmentation importante pour la classe 2 à la fin de l'essai, ce qui peut signifier le début d'une autre phase d'endommagement.

La Figure 112 affiche la distribution des amplitudes des signaux pour les trois classes identifiées. L'amplitude moyenne de chaque classe est aussi présentée dans la figure. On peut remarquer que l'amplitude moyenne de la classe 3 (83.1 dB) est relativement plus grande que celle de la classe 1 (81.2 dB) et celle de la classe 2 (81.7 dB). Le pic de la classe 3 se situe à environ 87 dB, il est plus grand que celui de la classe 1 (vers 85 dB). La distribution de l'amplitude de la classe 2 est plutôt dispersée sur deux zones. La première zone se situe dans un intervalle d'amplitude de 78 à 81 dB, alors que la deuxième se trouve entre 82 et 87 dB.

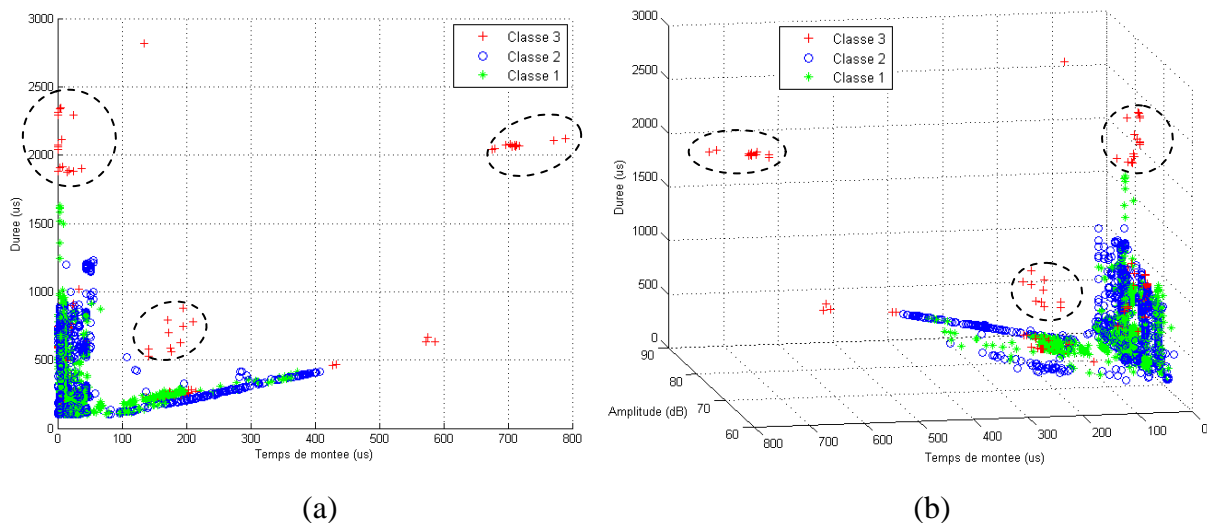


Figure 113: Analyse multi-paramétrique des signaux des trois classes obtenues: (a) Durée du signal vs Temps de montée, (b) Durée du signal vs Temps de montée vs Amplitude

La Figure 113 montre une analyse multi-paramétrique des signaux des trois classes. La Figure 113-(a) donne une analyse en 2D de deux paramètres sélectionnés: durée du signal et temps de montée. On peut remarquer que les classes 1 et 2 sont quasiment confondues. Par contre, les signaux de la classe 3 sont séparés de ceux des deux premières classes et se dispersent vers les valeurs d'extrémité sur les axes. Le même effet a été trouvé sur la représentation 3D dans la

Figure 113- (b), sur laquelle les trois paramètres: durée du signal, temps de montée et amplitude sont présentés. D'après les analyses précédentes, nous pouvons remarquer que la classe 3 se présente comme une classe relativement différente des deux autres classes. Les signaux de la classe 3 ont des amplitudes plus hautes avec un temps de montée et une durée plus élevés. En revanche, les classes 1 et 2 sont généralement semblables et il est plus difficile de les distinguer. En effet, les signaux dans les deux premières classes sont relativement moins énergétiques que ceux de la classe 3. Dans ce cas, on peut supposer que la classe 3 semble correspondre à des endommagements macroscopiques qui se développent durant l'essai de fatigue.

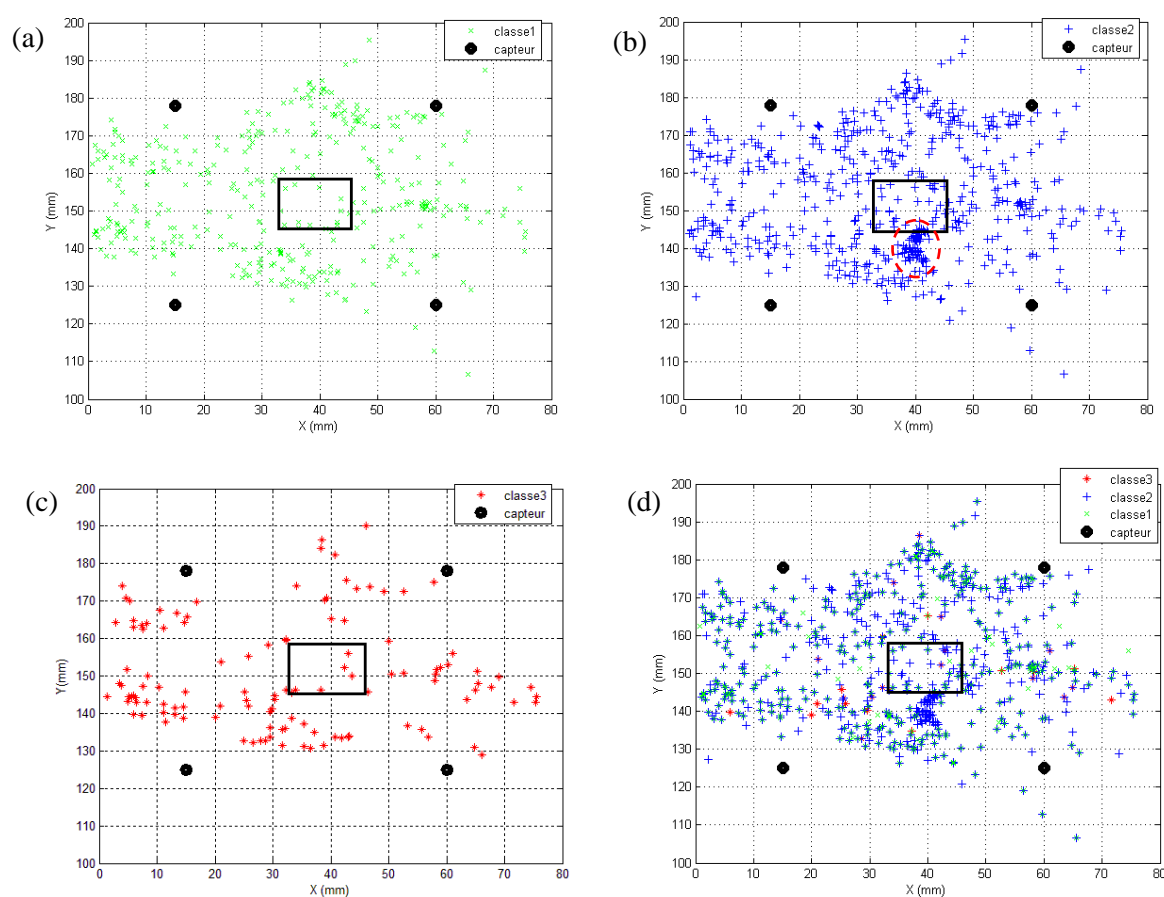


Figure 114: Les positions des signaux d'EA localisés sur l'échantillon pour les 3 classes: (a) classe 1, (b) classe 2, (c) classe 3, (d) toutes les classes

La Figure 114 montre les positions des événements d'EA localisés sur l'échantillon pour les trois classes obtenues. L'axe Y représente la longueur longitudinale de l'échantillon, alors que l'axe X représente la longueur transversale. Le carré situé au centre localise la position du

défaut artificiel. On peut voir que les distributions des points pour les trois classes sont similaires. Les signaux correspondant aux trois classes sont projetés autour du défaut. La Figure 114-(b) montre la distribution des signaux d'EA de la classe 2 autour du défaut artificiel. On peut observer différentes zones ayant une forte densité de signaux dans des régions localisées au bord et autour du défaut. Ces résultats de localisation ont été vérifiés en comparant avec l'image du C-scan, afin de relier les signaux d'EA avec les endommagements créés dans l'échantillon durant l'essai de fatigue.

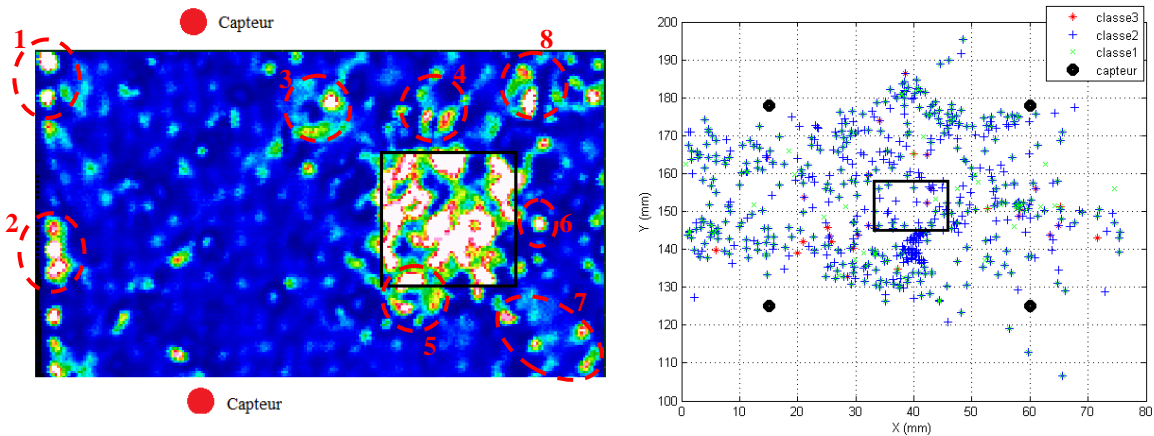


Figure 115: Comparaison entre l'image de C-scan et les résultats de localisation (trois classes combinées)

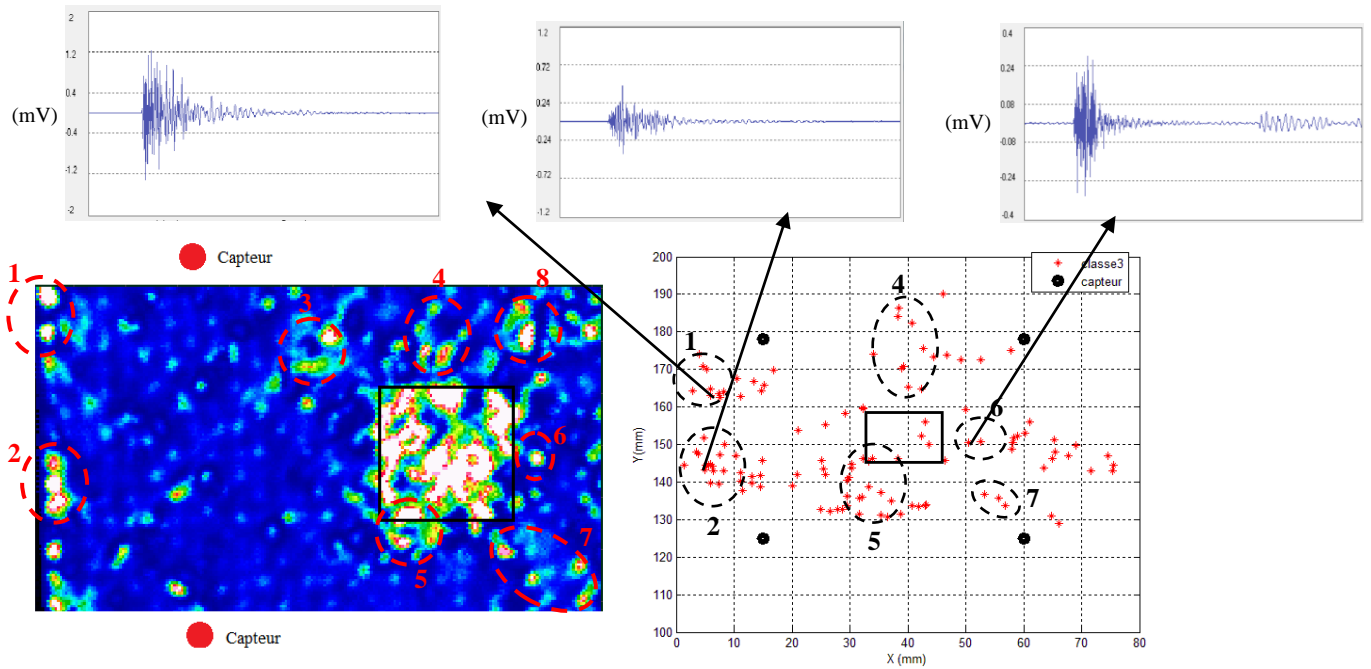


Figure 116: Comparaison entre l'image de C-scan et les résultats de localisation (classe 3)

Les Figures 115 et 116 offrent une comparaison entre l'image d'endommagement obtenue par C-scan et les résultats de localisation des sources d'EA. On identifie les taches blanches sur l'image de C-scan aux défauts de délaminage dans l'échantillon. Huit taches ont été identifiées par des cercles rouges sur l'image C-scan. Dans le but d'obtenir une comparaison claire et valider l'hypothèse que les signaux de la classe 3 sont caractéristiques de la délamination macroscopique des couches, les points de la classe 1 et 2 sont éliminés et seuls les points de la troisième classe sont conservés. La Figure 116 présente une comparaison entre l'image C-scan obtenu et les résultats de localisation des signaux de la classe 3. On peut voir que la distribution des points de cette classe offre une bonne correspondance. En effet, les points correspondent bien aux positions des taches de délaminage identifiées par des cercles noirs sur la carte de localisation. On constate que la distribution des points de la classe 3 est généralement semblable à celle des taches sur l'image C-scan. Par ailleurs, la densité de ces points est faible. En nous basant sur ces résultats, il est possible de conclure que les signaux en provenance de la classe 3 identifient le mécanisme du délaminage dans les échantillons. Cependant, la faible densité remarquée est attribuable à des erreurs dans la phase de classification: une certaine portion des signaux a pu être mal classée dans les classes 1 et 2.

Afin de valider ces résultats, une analyse plus fine de la distribution des fissures au sein de l'échantillon composite a été réalisée par l'utilisation de la technique Tomographie à Rayons X (BRUKER, *SKYSCAN 1172*). Cette technique permet de visualiser en 3D la disposition précise des fissures autour du défaut artificiel. La Figure 117 présente la découpe de l'échantillon pour l'analyse de tomographie et le modèle 3D obtenu. Le modèle 3D obtenu par tomographie peut être analysé selon les trois directions: X, Y et Z. La tomographie, dans ce cas-ci, permet une représentation plus précise de l'endommagement autour du défaut artificiel. Des fissures dans les couches de l'échantillon ont bien été visualisées (Figures 118 à 121).

La Figure 118 établit une comparaison entre le résultat d'inspection obtenu par C-scan et celui créé par la tomographie. La zone délimitée par le rectangle blanc représente la position du défaut artificiel. Les Figures 118-(a) et (b) montrent les différentes coupes selon l'axe Z (à travers l'épaisseur). Plusieurs zones de délamination, représentées par des taches foncées, ont été identifiées par la tomographie. Ces zones d'endommagement identifiées par la tomographie ont été étiquetées par des numéros différents. En superposant l'image de la

tomographie (a) et celle de la tomographie (b), nous pouvons retrouver les zones de délaminage mises en évidence par C-scan.

La Figure 119 montre les images des coupes d'après l'axe X. On peut facilement remarquer la présence d'un nombre important de fissures aux interfaces des couches et aux deux extrémités du défaut artificiel. Les endommagements identifiés précédemment, à la Figure 118, ont aussi été visualisés et correspondent bien à des délaminages longitudinaux. D'après les positions des fissures dans les Figures 119, on peut remarquer que les fissures sont dispersées, mais elles sont localisées dans la zone située autour du défaut artificiel. En effet, la densité des fissures dans la zone du défaut artificiel est beaucoup plus élevée que celle des zones éloignées du défaut (voir Figure 121). Dans ce cas, on peut conclure que la présence du défaut artificiel influence d'une manière importante la génération des fissures dans la zone aux alentours du défaut inséré. En effet, ce phénomène est causé par la distribution et la concentration de la contrainte causée par la présence du défaut artificiel, ce qui favorise l'initiation des endommagements dans les couches.

La Figure 120 fournit une comparaison entre les images des coupes selon l'axe Z de tomographie et les résultats de localisation des sources d'EA pour la classe 3. Sur la carte de localisation (Figure 120-(c)), on peut constater que les points rouges qui représentent les signaux énergétiques correspondent généralement à la distribution des endommagements identifiés sur les images obtenues de la tomographie (Figure 120-(a) et (b)).

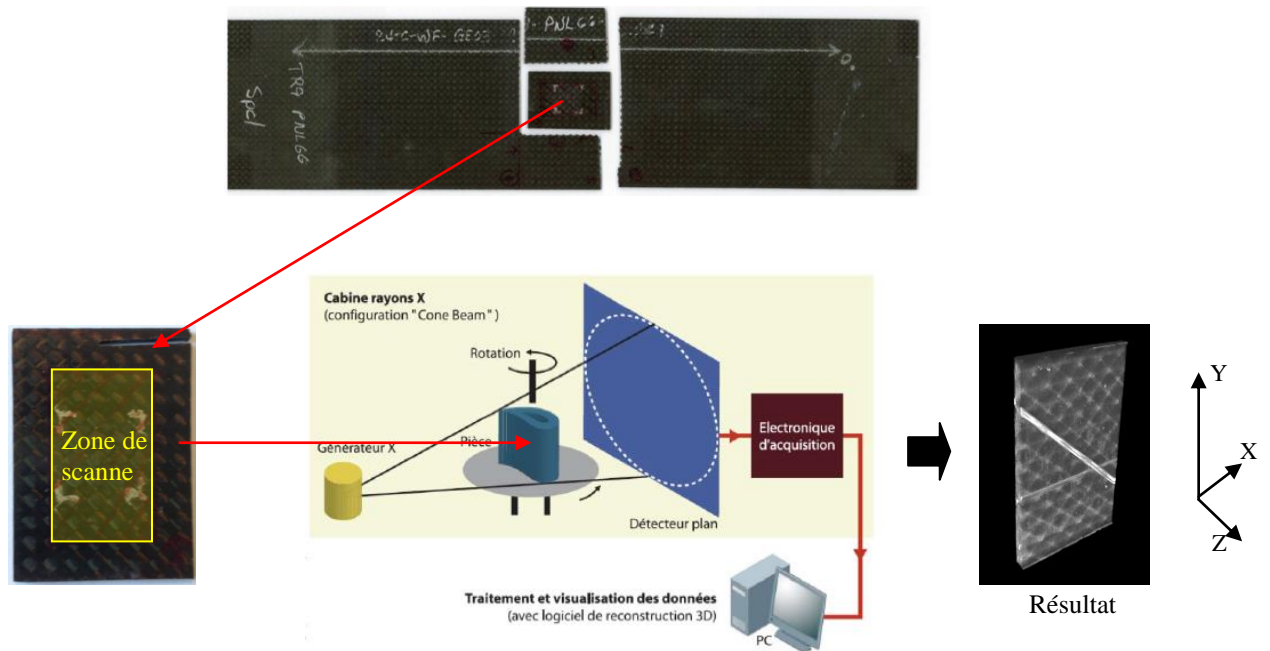


Figure 117: Tomographie pour l'échantillon de l'essai #1(condition A-15Hz), et la zone de scan effectuée est celle autour du défaut artificiel.

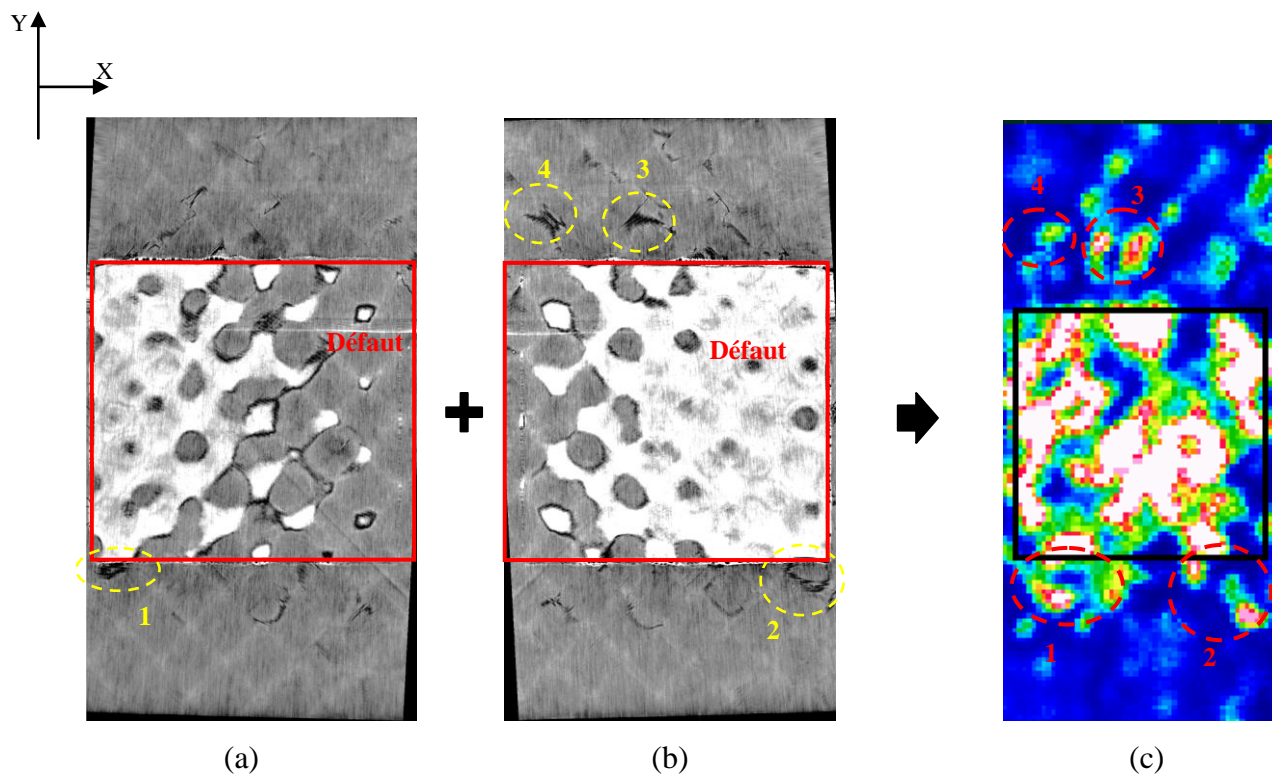


Figure 118: Comparaison entre les images des coupes selon l'axe Z de tomographie et l'image de C-scan (essai#1, condition A-15Hz)



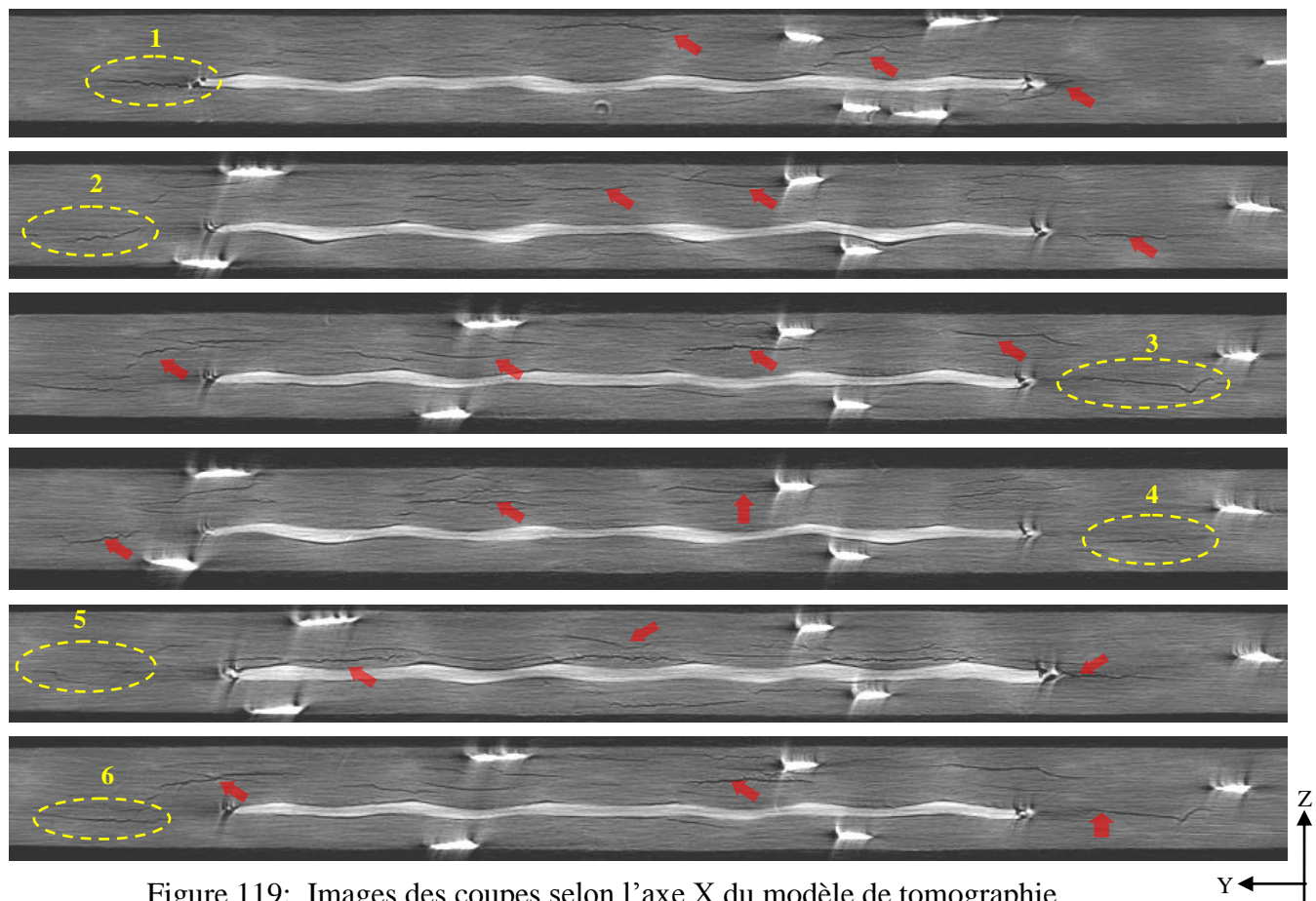


Figure 119: Images des coupes selon l'axe X du modèle de tomographie (essai#1, condition A-15Hz)

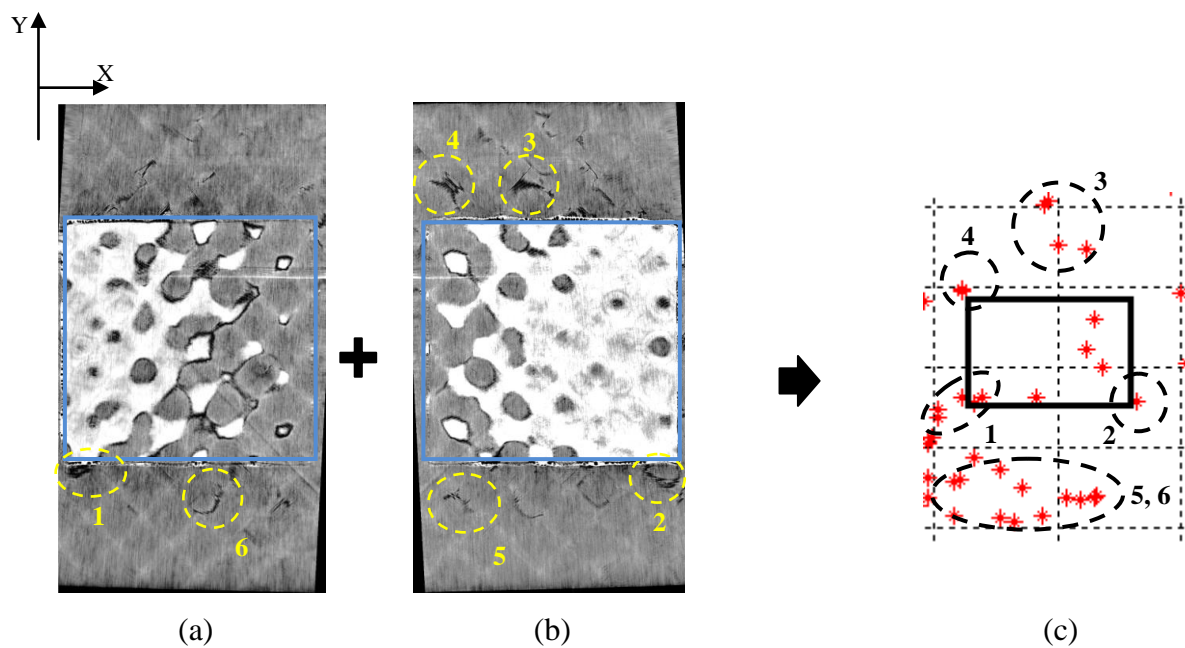


Figure 120: Comparaison entre les images des coupes de tomographie et la carte de localisation des sources d'EA de la classe 3 (essai#1, condition A-15Hz)



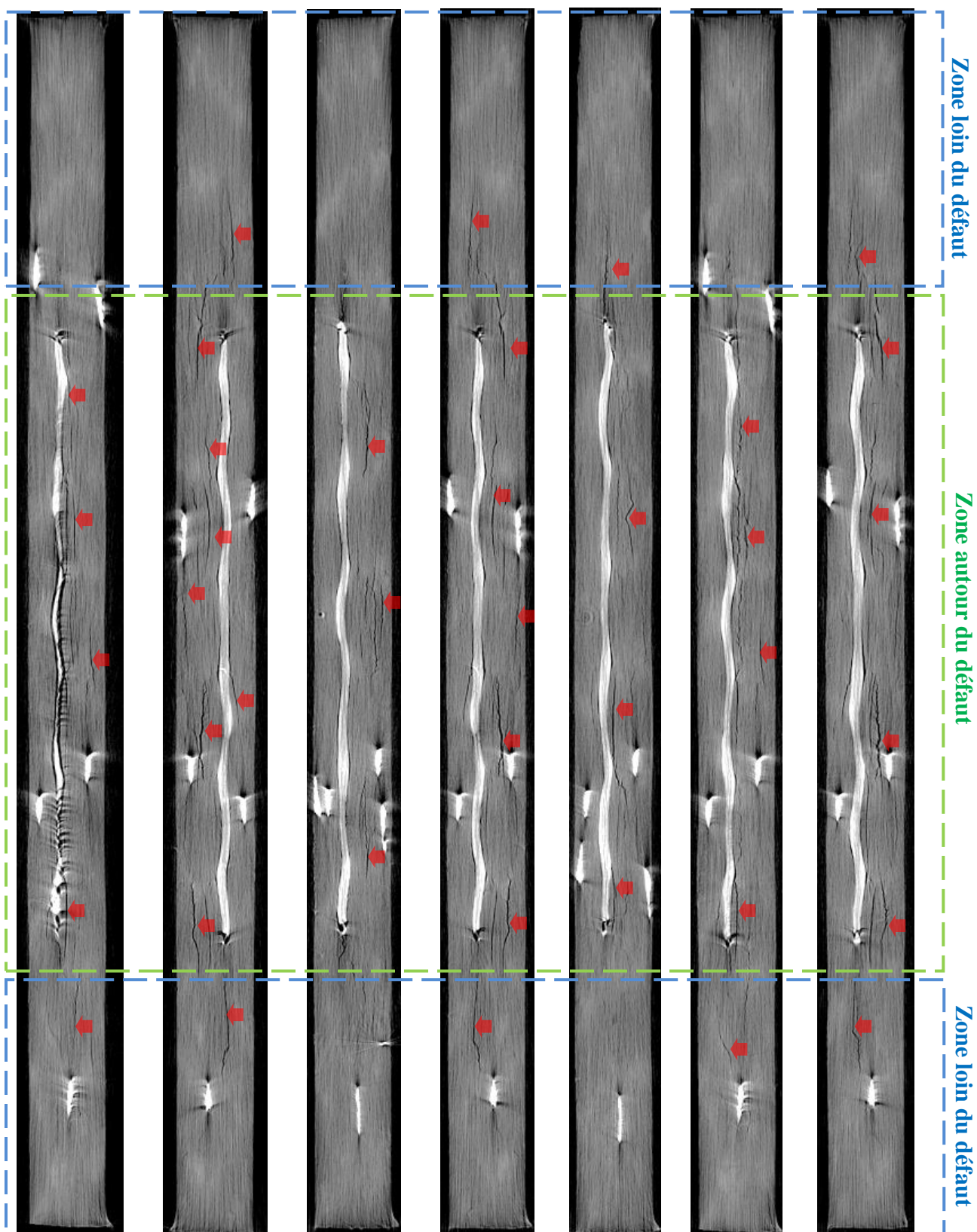


Figure 121: Densités des fissures dans les différentes zones (images de tomographie, coupes selon l'axe X. La zone autour du défaut en vert et les zones loin du défaut en bleue)



## CHAPITRE 4 CONCLUSION

Dans ce travail de recherche, une approche basée sur la surveillance par la technique d'émission acoustique a été utilisée afin d'établir des modèles de durée de vie pour prédire l'initiation des endommagements générés par la présence d'un défaut artificiel inséré dans des échantillons en composites tissés. Ce travail fait partie du projet CRIAQ COMP407, impliquant des partenaires industriels du secteur aéronautique, dont l'un des objectifs est de générer les courbes S-N en réalisant des essais de fatigue sous différentes conditions environnementales afin d'analyser l'impact de ces conditions sur la durée de vie. Plusieurs stratégies pour analyser l'initiation et le développement de l'endommagement en fatigue ont été appliquées dans cette étude. D'abord, un critère fondé sur l'analyse des paramètres descriptifs extraits dans le domaine temporel des signaux d'EA a été appliqué, permettant de déterminer l'initiation microscopique de l'endommagement dans les stratifiés. Cette initiation a été associée à l'émergence de la microfissuration de la matrice et du micro-délaminage au niveau des bords de l'échantillon. Par la suite, une méthode de localisation des sources d'émissions acoustiques a été instaurée par l'utilisation de quatre capteurs afin de cerner l'endommagement naissant aux alentours d'un défaut artificiel inséré dans le composite. Cette procédure de surveillance a permis d'évaluer l'influence de la présence d'un défaut artificiel sur la durée de vie en fatigue. Enfin, une troisième stratégie qui se base sur la mesure des déformations a été appliquée, permettant une évaluation de la dégradation globale dans l'échantillon en fonction des conditions environnementales.

Plusieurs essais mécaniques ont été réalisés au cours de ce projet. D'abord, des essais statiques ont été menés en tension, en compression et en flexion. Ces essais expérimentaux ont permis de déterminer la contrainte optimale qui déclenche l'initiation des endommagements et la contrainte ultime à la rupture totale du composite. À partir de ces résultats, les différents niveaux de chargement ont été fixés pour la réalisation des essais de fatigue. Ensuite, les travaux ont été concentrés pour générer les courbes S-N associées à l'initiation de l'endommagement lorsque le composite est soumis à des chargements du type tension-tension sous diverses conditions environnementales. Les conditions environnementales suivantes ont été considérées dans ce mémoire: condition ambiante (7Hz et 15Hz), condition à haute

température (120° C et 82° C), condition avec humidité (85%) et condition avec la combinaison de la température et l'humidité (7Hz et 15Hz).

Le suivi de l'endommagement a été réalisé par l'utilisation de la technique d'EA et a été appliqué à tous les essais énoncés, et les différents seuils d'initiation d'endommagements ont été identifiés en se basant sur l'analyse des distributions paramétriques des signaux. Ces seuils d'initiation des endommagements ont permis de générer les courbes S-N qui sont associées à l'amorçage des microfissures dans la matrice, à la propagation du délaminage et à la fissuration autour du défaut artificiel, et enfin à la rupture complète de l'échantillon, ou selon le cas, lorsque l'échantillon atteint une déformation maximale imposée (cas des essais avec l'équipe de l'ÉTS). L'analyse de ces courbes a permis de mettre en évidence l'influence des différents facteurs environnementaux sur la durée de vie en fatigue des composites tissés munis d'un défaut artificiel.

D'abord, l'essai à haute température prouve qu'il y a une forte diminution de la durée de vie en fatigue des échantillons. Selon les courbes S-N, l'initiation de la microfissuration de la matrice et des micro-délamination aux bords de l'échantillon, et la délamination macroscopique autour du défaut artificiel sont détectées beaucoup plus tôt lorsque la température se trouve à 82°C et 120°C. Les mêmes effets de dégradation ont également été observés sur les échantillons exposés à l'humidité (85%). De plus, la combinaison de ces deux facteurs (température et humidité) a montré une dégradation beaucoup plus importante, allant jusqu'à 99 %, sur la durée de vie en fatigue. Dans ce cas, les deux types de dégradation s'additionnent, la température favorise la diffusion de l'humidité dans les échantillons, et la tenue en fatigue des échantillons se dégrade plus rapidement.

D'un autre côté, l'influence de la fréquence du chargement a aussi été étudiée pour les deux conditions d'essai: condition ambiante et condition combinée (température et humidité). Les résultats ont montré que la fréquence a un double effet: d'une part, les hautes fréquences améliorent la durée de vie pour de faibles chargements, alors que pour des chargements élevés, elles entraînent la diminution de la durée de vie en fatigue. Ce phénomène se présente par un croisement entre les courbes S-N. En effet, tant que la fréquence n'entraîne pas une augmentation de la température interne du composite, alors aucun effet négatif n'est constaté.

Une classification a été effectuée en se basant sur les signaux d'EA collectés durant l'essai #1 sous la condition A à 15Hz. Un classificateur hybride combinant la méthode de la carte de Kohonen et la méthode des  $k$ -moyennes a été créé et codé sous Matlab. Le nombre de classes optimales a été fixé à 3, en se basant sur le critère de Davies-Bouldin. Les différents signaux acoustiques ont été groupés en trois classes, et les caractéristiques acoustiques de chaque classe ont été étudiées. L'analyse a démontré que la classe 3 est bien distincte des deux autres classes, tandis que les classes 1 et 2 se confondent. Les signaux appartenant à la classe 3 sont plus énergétiques que ceux des classes 1 et 2. Des inspections par C-scan et une analyse par tomographie 3D à rayons X ont été appliquées pour vérifier les résultats de la classification et d'étudier les faciès d'endommagement afin de déterminer la densité des fissures présentés autour du défaut artificiel inséré dans le composite. La distribution des points localisés dans la classe 3 correspond généralement aux endommagements détectés par les deux méthodes d'inspection (C-scan et tomographie). Cependant, la densité des points de la classe 3 dans les zones d'endommagement est faible. Ce phénomène peut être causé par un défaut de classification, ce qui demande d'améliorer davantage la performance du classificateur dans les travaux à venir.

Concernant les travaux futurs, deux parties nécessitent plus d'investigation. Premièrement, plus d'essais de fatigue en tension-tension sont nécessaires pour plus de précision dans les courbes S-N. De plus, les autres types de chargements (compression-compression et flexion) sont également nécessaires pour établir des courbes S-N confirmant les influences des facteurs environnementaux trouvées dans ce rapport. Le deuxième point consiste à approfondir la partie de la classification afin d'améliorer la performance de la classification. Les essais de caractérisation sur les endommagements sont absolument nécessaires, afin d'identifier les signatures d'émission acoustique pour les différents modes d'endommagement de fatigue, ce qui permettra d'améliorer la performance de la classification.

# ANNEXE A - Programme Matlab pour le classificateur K-SOM

```
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
%%% k-SOM classification, a hybrid method with SOM map & K-mean %%%%
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
%%% Note: Before start the programme, please make sure that the %%%%
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%% somtoolbox is installed %%%%%%%%%%

clear
clc
close all

%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%Input training data%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%

B=importdata('C:\Users\Lenovo\Desktop\donnees Class\PNL66SPC1.mat');

%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%% Normalization of the data, from 0 to 1 %%%%%%%%%%
for i=1:1:5

    X(:,i)=som_normalize(B(:,i),'range');
end

%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%% Load time and coordinates of the AE signal %%%%%%%%%%
for i=6:1:8

    X(:,i)=B(:,i);

end

% Calculate the dimension of data
n=length(X(1,:))-3;

%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%% Begin of the SOM map training process %%%%%%%%%%

%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%% Step 1 %%%%%%%%%%
%%% Build the SOM geographic topology and initialization the weight of %%%
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%% neurons from 0 to 1 %%%%%%%%%%
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%

SomN=16; % Size of the SOM map, number of neuron: SomN*SomN

%Give the x coordinate to every neuron on the SOM map
for j=1:1:SomN
    xi=0;
    for i=1:1:SomN
        Xsom(j,i)=xi;
        xi=xi+1;
    end
end

%Give the y coordinate to every neuron on the SOM map
for j=1:1:SomN
    yi=0;
    for i=1:1:SomN
        Ysom(i,j)=yi;
        yi=yi+1;
    end
end

%%Initialisation the weight for each neuron,  $0 < w < 1$ 

for j=1:1:SomN*SomN
    for i=1:1:n
        Wsom(j,i)=rand(1);
    end
end
```

```

    end
end

% Give the coordinate to every neuron, create a matrix for SOM map with
% weights and coordinates of every neuron
is=0;
for i=1:1:SomN
    for j=1:1:SomN
        Wsom(is+j,n+1)=Xsom(i,j);
        Wsom(is+j,n+2)=Ysom(i,j);
    end
    is=is+SomN;
end

%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%% Step 2 %%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
%%Calculate the quadratic distance between each X and each neuron, find%%
%%the BMU for each data(xi) of X %%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%

BMU=[]; % Matrix for quadratic distance
IM=[]; % Matrix for place the identified BMU neuron
g=1;
Lti=1; % Learning rate initial value
Lte=0.25; % Learning rate shrink value, ending value
Lt=Lti;

for ii=1:1:length(X)
    ii
    D=[]; % initialization the distance Matrix

    for jj=1:1:length(Wsom)
        D(jj)=0;

        for f=1:1:n
            D(jj)=D(jj)+(X(ii,f)-Wsom(jj,f))*(X(ii,f)-Wsom(jj,f)); % Calculate the quadratic
distance
        end

    end

    D=D';
    BMU(ii)=min(D); % Find the BMU for this x
    I=0;
    I=find(D==BMU(ii));
    II=I(1); % When these is more than one BMU fund for I, get the first one
    IM(ii)=II; % Place the identified BMU in a matrix with the number of the BMU neuron

    X(ii,9)=II; % Place the BMU number in the 9st colon of the data matrix X

%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%% Step 3 %%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
%%Update the weight for the BMU neuron & the neighbourhood neurons%%
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%

Sigma0=5; % Initial Neighbourhood Radius of the SOM map

% estimator the time constant for sigma shrink function
Lam=length(X)/log(Sigma0);

Sigma=Sigma0*exp(-ii/Lam); % Neighbourhood radius shrinks function, exponential
Lt=Lt-(Lti-Lte)/length(X) % Learning rate shrink function, linear

figure (1)
plot (ii,Sigma); % display the shrink of neighbourhood radius
hold on

figure (2) % display the shrink of learning rate
plot(ii,Lt);
hold on

```

```

figure (3) % Display the BMU of every iteration
plot (Xsom,Ysom,'b. ');
hold on
plot (Wsom(II,n+1),Wsom(II,n+2),'r*','MarkerSize',12)
hold off

%%%%%%%%%% Update the weight of the neuros, BMU & neighbour neurons %%%%%%%%%%%

Wsom(II,1:n)=Wsom(II,1:n)+ Lt*(X(ii,1:5)-Wsom(II,1:n)); % Update the weight of the BMU

for ki=1:1:SomN*SomN % calculate the distance from every
neuro to the BMU, % put these distance in the SOM map
matrice
Wsom(ki,n+3)= (Wsom(ki,n+1)-Wsom(II,n+1))*(Wsom(ki,n+1)-Wsom(II,n+1))+(Wsom(ki,n+2)-
Wsom(II,n+2))*(Wsom(ki,n+2)-Wsom(II,n+2));

if ( sqrt(Wsom(ki,n+3))<=Sigma )

Wsom(ki,1:n)=Wsom(ki,1:n)+ exp(-Wsom(ki,n+3)/(2*Sigma*Sigma))*Lt*(X(ii,1:n)-
Wsom(ki,1:n)); % update the neighbour neuron's weights

end
end

%%%%%%%%%% Step 4 %%%%%%%%%%%
%%%%%%%%%% calculate the distance(weights) between neighbour neurons %%%%%%%%%%%
%%%%%%%%%% plot the map with NP-SOM representation%%%%%%%%%%

Z=[]; % Matrix for distance of weights between two neighbour neuros
i=2;

% calculate the centre neurons
for v=18:16:208
j=2;
for f=v:1:v+13
L1=norm(Wsom(f,1:5)-Wsom(f-1,1:5));
L2=norm(Wsom(f,1:5)-Wsom(f-16,1:5));
L3=norm(Wsom(f,1:5)-Wsom(f+16,1:5));
L4=norm(Wsom(f,1:5)-Wsom(f+1,1:5));
L0=max([L1 L2 L3 L4]);
Z(i,j)=L0;
j=j+1;
end
i=i+1;
end

% calculate the 4 crones neuron
Z(1,1)=max([norm(Wsom(1,1:5)-Wsom(2,1:5)) norm(Wsom(1,1:5)-Wsom(17,1:5))]);
Z(1,16)=max([norm(Wsom(16,1:5)-Wsom(15,1:5)) norm(Wsom(16,1:5)-Wsom(32,1:5))]);
Z(16,1)=max([norm(Wsom(241,1:5)-Wsom(225,1:5)) norm(Wsom(241,1:5)-Wsom(241,1:5))]);
Z(16,16)=max([norm(Wsom(256,1:5)-Wsom(255,1:5)) norm(Wsom(256,1:5)-Wsom(240,1:5))]);

% Cacultate the neuron on the 4 line
for i=2:1:15
LL1=norm(Wsom(i,1:5)-Wsom(i-1,1:5));
LL2=norm(Wsom(i,1:5)-Wsom(i+1,1:5));
LL3=norm(Wsom(i,1:5)-Wsom(i+16,1:5));
Z(1,i)=max([LL1 LL2 LL3]);
end

for i=2:1:15
LL1=norm(Wsom(240+i,1:5)-Wsom(240+i-1,1:5));
LL2=norm(Wsom(240+i,1:5)-Wsom(240+i+1,1:5));
LL3=norm(Wsom(240+i,1:5)-Wsom(240+i-16,1:5));
Z(16,i)=max([LL1 LL2 LL3]);
end

k=2;

```



---

```

for i=17:16:225
    LL1=norm(Wsom(i,1:5)-Wsom(i-16,1:5));
    LL2=norm(Wsom(i,1:5)-Wsom(i+16,1:5));
    LL3=norm(Wsom(i,1:5)-Wsom(i+1,1:5));
    Z(k,1)=max([LL1 LL2 LL3]);
    k=k+1;
end

k=2;
for i=32:16:240
    LL1=norm(Wsom(i,1:5)-Wsom(i-16,1:5));
    LL2=norm(Wsom(i,1:5)-Wsom(i+16,1:5));
    LL3=norm(Wsom(i,1:5)-Wsom(i+1,1:5));
    Z(k,16)=max([LL1 LL2 LL3]);
    k=k+1;
end

%Plot the SOM map with the NP-SOM projection method
figure(4)

mesh(Xsom,Ysom,Z)
axis([0 SomN 0 SomN 0 3])

end

%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%% Step 5 %%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%Classification of the SOM map's neuro by K-mean method%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
n=5;      %Dimension of the data
ip=3;     %Nombre de point initial(Sous-groupe)

for i=1:1:ip

    K(i,:)=rand(1,5);

end

D=zeros(ip,1); % Initialization for the distance matrix
G=zeros(SomN*SomN,5); % Matrix of classified data
ex=10;         % Initial erreur
e=zeros(1,ip); %
it=0;          % number of iteration

%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%% K-mean classification iteration %%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%

while (ex>0.0001)

    for i=1:1:SomN*SomN

        d1=Wsom(i,1);d2=Wsom(i,2);d3=Wsom(i,3);d4=Wsom(i,4);d5=Wsom(i,5);

        for j=1:1:ip

            D(j)=sqrt((d1-K(j,1)).^2+(d2-K(j,2)).^2+(d3-K(j,3)).^2+(d4-K(j,4)).^2+(d5-
K(j,5)).^2); % Calculate the Euler distance between K centre & SOM neuro

            end

            % Find the nearest K centre of this neuron
            c=min(D);
            Indi=find(D==c);

            % place the neuron's weights, coordinates, and the indicate number of K centre in a new
matrix G
            G(i,1)=d1;
            G(i,2)=d2;
            G(i,3)=d3;
            G(i,4)=d4;

```

```

    G(i,5)=d5;
    G(i,6)=Indi;
    G(i,7)=Wsom(i,6);
    G(i,8)=Wsom(i,7);

end

Kp=K;

%Recalculate the K centre for every class
for ii=1:1:ip

    [L,R]=find(G(:,6)==ii);

    if (L>0)

        K(ii,1)=(sum(G(L,1)))/(length(L));
        K(ii,2)=(sum(G(L,2)))/(length(L));
        K(ii,3)=(sum(G(L,3)))/(length(L));
        K(ii,4)=(sum(G(L,4)))/(length(L));
        K(ii,5)=(sum(G(L,5)))/(length(L));

    end
end

%Calculate the difference between the K center of this iteration & the
%latest K center
for jj=1:1:ip

    e(jj)=abs(K(jj,1)-Kp(jj,1))+abs(K(jj,2)-Kp(jj,2))+abs(K(jj,3)-Kp(jj,3))+abs(K(jj,4)-
Kp(jj,4))+abs(K(jj,5)-Kp(jj,5));

    ex=max(e);
end
it=it+1;
end

%%%%%% Identify the number of the class for every data in the data matrix X %%%%%%%%%

Wsom(:,n+5)=G(:,6);

for ii=1:1:length(X)

    X(ii,n+5)=Wsom(X(ii,n+4),n+5);

end

%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%% STEP 6 %%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
%%%% Place the data to different class: C1, C2, C3 and PLOT results %%%%
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%

% Préparation pour le PLOT
v1=1;v2=1;v3=1;
v=1;
C1=[];C2=[];C3=[];
V1=[];V2=[];V3=[];
SW1=[];SW2=[];SW3=[];
S1=0;S2=0;S3=0;

for v=1:1:length(X)

    if (X(v,n+5)==1)
        C1(v1,1)=X(v,6); %X coordinate of classified signal
        C1(v1,2)=X(v,7); %Y coordinate of classified signal
        C1(v1,3)=X(v,8); %T, time of the signal
        SW1(v1,:)=X(v,1:5); % mettre les poids des signaux du classe 1 dans la matrice SW1,
servire calculer l'indice DB
        V1(v1)=v1;
    end
end

```

---

```

        v1=v1+1;

    end

    if (X(v,n+5)==2)
        C2(v2,1)=X(v,6); %X coordinate of classified signal
        C2(v2,2)=X(v,7); %Y coordinate of classified signal
        C2(v2,3)=X(v,8); %T, time of the signal
        SW2(v2,:)=X(v,1:5); % mettre les poids des signaux du classe 2 dans la matrice SW2,
servire calculer l'indice DB
        V2(v2)=v2;
        v2=v2+1;

    end

    if (X(v,n+5)==3)
        C3(v3,1)=X(v,6); %X coordinate of classified signal
        C3(v3,2)=X(v,7); %Y coordinate of classified signal
        C3(v3,3)=X(v,8); %T, time of the signal
        SW3(v3,:)=X(v,1:5); % mettre les poids des signaux du classe 3 dans la matrice SW3,
servire calculer l'indice DB
        V3(v3)=v3;
        v3=v3+1;

    end
end

%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%% Denormalization of the classified AE data %%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
Mp=[];
DP1=[]; DP2=[]; DP3=[];
for i=1:1:n

    Mp(i,1)=min([B(:,i)]);
    Mp(i,2)=max([B(:,i)]);
end

for i=1:1:length(SW1)

    for j=1:1:n
        DP1(i,j)=SW1(i,j)*(Mp(j,2)-Mp(j,1)) + Mp(j,1);
    end

end

for i=1:1:length(SW2)
    for j=1:1:n

        DP2(i,j)=SW2(i,j)*(Mp(j,2)-Mp(j,1)) + Mp(j,1);

    end
end

for i=1:1:length(SW3)
    for j=1:1:n

        DP3(i,j)=SW3(i,j)*(Mp(j,2)-Mp(j,1)) + Mp(j,1);

    end
end

%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%% filtrage, duration of signal, high-pass: 100 us + %%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
j=1;
for i=1:1:length(DP1)
    if (DP1(i,4)>100)
        DPf1(j,:)=DP1(i,:);
        j=j+1;
    end
end

j=1;
for i=1:1:length(DP2)

```

```

        if (DP2(i,4)>100)
            DPf2(j,:)=DP2(i,:);
            j=j+1;
        end
    end

j=1;
for i=1:length(DP3)
    if (DP3(i,4)>100)
        DPf3(j,:)=DP3(i,:);
        j=j+1;
    end
end

%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%% STEP 7 %%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%% Calculate the indices of DB %%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%

%%% Calculate the inter density of every class %%%%
for ss=1:length(C1)

    S1=S1+sqrt((SW1(ss,1)-K(1,1)).^2+(SW1(ss,2)-K(1,2)).^2+(SW1(ss,3)-K(1,3)).^2+(SW1(ss,4)-K(1,4)).^2+(SW1(ss,5)-K(1,5)).^2);
end
S1=(1/length(C1))*S1;

for ss=1:length(C2)

    S2=S2+ sqrt((SW2(ss,1)-K(2,1)).^2+(SW2(ss,2)-K(2,2)).^2+(SW2(ss,3)-K(2,3)).^2+(SW2(ss,4)-K(2,4)).^2+(SW2(ss,5)-K(2,5)).^2);
end
S2=(1/length(C2))*S2;

for ss=1:length(C3)

    S3=S3+ sqrt((SW3(ss,1)-K(3,1)).^2+(SW3(ss,2)-K(3,2)).^2+(SW3(ss,3)-K(3,3)).^2+(SW3(ss,4)-K(3,4)).^2+(SW3(ss,5)-K(3,5)).^2);
end
S3=(1/length(C3))*S3;

%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%% Calculate the distance between two class %%%%%%%%%

M12=sqrt((K(1,1)-K(2,1)).^2+(K(1,2)-K(2,2)).^2+(K(1,3)-K(2,3)).^2+(K(1,4)-K(2,4)).^2+(K(1,5)-K(2,5)).^2);
M13=sqrt((K(1,1)-K(3,1)).^2+(K(1,2)-K(3,2)).^2+(K(1,3)-K(3,3)).^2+(K(1,4)-K(3,4)).^2+(K(1,5)-K(3,5)).^2);
M23=sqrt((K(2,1)-K(3,1)).^2+(K(2,2)-K(3,2)).^2+(K(2,3)-K(3,3)).^2+(K(2,4)-K(3,4)).^2+(K(2,5)-K(3,5)).^2);

D1=max([(S1+S2)/M12] [(S1+S3)/M13]);
D2=max([(S2+S1)/M12] [(S2+S3)/M23]);
D3=max([(S3+S1)/M13] [(S3+S2)/M23]);

%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%% Calculate the DB indices %%%%%%%%%

DB=(1/(ip))*(D1+D2+D3)

%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%% Plot the classified results %%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%

%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%% Location results plot %%%%%%%%%
Sx=[15 60 60 15];
Sy=[125 125 178 178];

figure(6) % Plot location for all the 3 class
plot(C1(:,1),C1(:,2),'r*');
hold on
plot(C2(:,1),C2(:,2),'b+');
plot(C3(:,1),C3(:,2),'gx');
plot(Sx,Sy,'ko','linewidth',5);

```

---

```

grid on
hold off

figure(7) % Plot location for class 1
plot(C1(:,1),C1(:,2),'r*');
hold on
plot(Sx,Sy,'ko','linewidth',5);
axis([0,80,100,200])
grid on
hold off

figure(8) % Plot location for class 2
plot(C2(:,1),C2(:,2),'b*');
hold on
plot(Sx,Sy,'ko','linewidth',5);
axis([0,80,100,200])
grid on
hold off

figure(9) % Plot location for class 3
plot(C3(:,1),C3(:,2),'gx');
hold on
plot(Sx,Sy,'ko','linewidth',5);
axis([0,80,100,200])
grid on
hold off

%%%%%%%%%%%% AE event cumulative curve plot %%%%%%%%%%%%%%
figure(10)
plot(C1(:,3),V1,'r*');
hold on
plot(C2(:,3),V2,'b*');
plot(C3(:,3),V3,'g*');
hold off

%%% Place the classified neuron of the SOM map in 3 class and plot%%%

cc1=1;cc2=1;cc3=1;

for v=1:1:length(Wsom)

    if (Wsom(v,n+5)==1)

        CC1(cc1,1)=Wsom(v,6); %X coordinate of neuron of class 1
        CC1(cc1,2)=Wsom(v,7); %Y coordinate of neuron of class 1
        cc1=cc1+1;

    end

    if (Wsom(v,n+5)==2)

        CC2(cc2,1)=Wsom(v,6); %X coordinate of neuron of class 2
        CC2(cc2,2)=Wsom(v,7); %Y coordinate of neuron of class 2
        cc2=cc2+1;

    end

    if (Wsom(v,n+5)==3)

        CC3(cc3,1)=Wsom(v,6); %X coordinate of neuron of class 3
        CC3(cc3,2)=Wsom(v,7); %Y coordinate of neuron of class 3
        cc3=cc3+1;

    end
end

figure(12) % Plot all the 3 class of SOM's neuron
plot(CC1(:,1),CC1(:,2),'r*','MarkerSize',10,'linewidth',4);
hold on

```

```

plot(CC2(:,1),CC2(:,2),'b+', 'MarkerSize',10, 'linewidth',4);
plot(CC3(:,1),CC3(:,2),'gx', 'MarkerSize',10, 'linewidth',4);
grid on
hold off

##### Histogram of amplitude for classified signals #####
figure(13)
subplot(3,1,1)
[n1,x1]=hist(DPf1(:,5),25);
h1=bar(x1,n1,'hist');
set(h1,'facecolor','r')

subplot(3,1,2)
[n2,x2]=hist(DPf2(:,5),25);
h2=bar(x2,n2,'hist');
set(h2,'facecolor','b')

subplot(3,1,3)
[n3,x3]=hist(DPf3(:,5),25);
h3=bar(x3,n3,'hist');
set(h3,'facecolor','g')

#####multi parameter comparison for classified signals #####
figure(20)
plot(DPf1(:,5),DPf1(:,1),'r+')
hold on
plot(DPf2(:,5),DPf2(:,1),'bo')
plot(DPf3(:,5),DPf3(:,1),'g*')
% axis([100,1000,65,95])
hold off

##### Histogram of energy for classified signals #####
% figure(14)
% subplot(3,1,1)
% [n11,x11]=hist(DPf1(:,4),25);
% h1=bar(x1,n1,'hist');
% set(h1,'facecolor','r')
%
% subplot(3,1,2)
% [n22,x22]=hist(DPf2(:,4),25);
% h2=bar(x2,n2,'hist');
% set(h2,'facecolor','b')
%
% subplot(3,1,3)
% [n33,x33]=hist(DPf3(:,4),25);
% h3=bar(x3,n3,'hist');
% set(h3,'facecolor','g')

##### Histogram of rise time for classified signals #####
% figure(16)
% hist(DP1(:,1))
% h = findobj(gca,'Type','patch');
% set(h,'FaceColor','g','EdgeColor','w')
% axis([Mp(1,1),Mp(1,2),0,10000])
%
% figure(17)
% hist(DP2(:,1))
% h2 = findobj(gca,'Type','patch');
% set(h2,'FaceColor','b','EdgeColor','w')
% axis([Mp(1,1),Mp(1,2),0,10000])
%
% figure(18)
% hist(DP3(:,1))
% h3 = findobj(gca,'Type','patch');
% set(h3,'FaceColor','r','EdgeColor','w')
% axis([Mp(1,1),Mp(1,2),0,2000])
%
##### Histogram of duration for classified signals #####
% figure(19)

```

---

```
% hist(DP1(:,1))
% h = findobj(gca,'Type','patch');
% set(h,'FaceColor','g','EdgeColor','w')
% axis([0,500,0,10000])
%
% figure(20)
% hist(DP2(:,1))
% h2 = findobj(gca,'Type','patch');
% set(h2,'FaceColor','b','EdgeColor','w')
% axis([0,500,0,10000])
%
% figure(21)
% hist(DP3(:,1))
% h3 = findobj(gca,'Type','patch');
% set(h3,'FaceColor','r','EdgeColor','w')
% axis([0,500,0,10000])
```

# LISTE DES RÉFÉRENCES

- [1] C. Kassapoglou (2010). *Design and Analysis of Composite Structure, with Application to Aerospace Structures*. WILEY, pp.1 -7
- [2] S. Wicaksono and G. B. Chai (2012). A review of advances in fatigue and life prediction of fiber-reinforced composites. *J Materials: Design and Applications*, vol. 227(3). pp.179-195
- [3] L. MARCIN (2010). *Modélisation du comportement, de l'endommagement et de la rupture de matériaux composites à renfort tissés pour le dimensionnement robuste de structure*. Thèse de doctorat, Université de Bordeaux I, France.
- [4] G. GRAIL (2013). *Approch multimodèle pour la conception de structures composites à renfort tissé*. Thèse de doctorat, Université d'Orléans, France.
- [5] Brian N. Cox, Mahyar S. Dadkhah and W.L. Morris (1996). On the tensile failure of 3D woven composites. *Composites, Part A27A*, pp.447-458
- [6] Brian N. Cox, G. Flanagan (1997). *Handbook of Analytical Methods for Textile*. NASA Contractor Report 4750, USA.
- [7] G. Camus, L. Guillaumet & S. Baste (1996). Development of damage in a 2D woven C/SiC composite under mechanical loading: I. Mechanical characterization. *Composites Science and Technology*. vol.56, pp.1363-1372
- [8] C. Hochard, N. Lachelle, C. Bordreuil (2006). A ply scale non-local fibre rupture criterion for CFRP woven ply laminated structures. *Composites Structures*, vol.80, pp.321-326
- [9] T. Osada, A. Nakai, H. Hamada (2003). Initial fracture behavior of satin woven fabric composites, *Composites Structures*, vol. 61, pp.333-339
- [10] G.Zhou and G.A.O. Davies (1995). Characterization of thick glass woven roving/polyster laminates. *Composites*, vol.26, pp.579-586
- [11] X. Chen, Y. Li, Z.Zhi, Y. Guo, N. Ouyang (2013). The compressive and tensile behavior of a 0/90 C fiber woven composite at high strain rates. *Carbon*, vol.61, pp. 97-104
- [12] N.A. Fleck, P.M. Jelf, and P.T. Curtis (1995). Compressive Failure of Laminated and Woven Composites. *Journal of Composites Technology & Research*, vol.17, pp.212-220
- [13] N.V. De Carvalho, S.T. Pinho, P. Robinson (2011). An experimental study of failure initiation and propagation in 2D woven composites under compression. *Composites Science and Technology*, vol.71, pp.1316-1325



- 
- [14] B. Yang, V. Kozey, S. Adanur, S. Kumar (2000). Bending, compression, and shear behavior of woven glass fiber-epoxy composites. *Composites, Part B*, vol.31, pp.715-721
  - [15] H. Ullah, A. R. Harland, Vadim V. Silberschmidt (2011). Experimental and numerical analysis of damage in woven GFRP composites under large-deflection bending. *Appl Compos Mater*, DOI 10.1007/s10443-011-9242-7
  - [16] T. Rouault (2013). *Propagation de coupure en fatigue sur composites tissés- Étude expérimentale et modélisation*. Thèse de doctorat, Université de Toulouse, France.
  - [17] J. Aucher (2009). *Étude comparative du comportement de composites à matrice thermoplastique ou thermodurcissable*. Thèse de doctorat, Institut National des Science Appliquées de Rouen, France.
  - [18] R. Khan, Z. Khan, F. AL-Sulaiman and N. Merah (2002). Fatigue life estimates in woven carbon fabric/epoxy composites at non-ambient temperatures. *Journal of Composites materials*, vol.36, No.22, pp.2517-2535
  - [19] M. Kawai, Y. Yagihashi, H. Hoshi & Y. Iwahori (2013). Anisomorphic constant fatigue life diagrams for quasi-isotropic woven fabric carbon/epoxy laminates under different hygro-thermal environments. *Advanced Composite Materials*, vol.22, pp.79-98
  - [20] D. Silva de Vasconcellos (2013). *Comportement en fatigue avant et après impact de composites tissés chanvre/époxy*. Thèse de doctorat, École nationale supérieure de mécanique et d'aérotechnique, France.
  - [21] S. F. Shuler, J. W. Holmes, and X. Wu (1993). Influence of loading frequency on the room-temperature fatigue of a carbon-fiber/SiC-matrix composite. *Journal of the American Ceramic Society*, vol.76, No.9, pp.2327-2336
  - [22] S. Daggumati, I. De Baere, W. Van Paepegem, J. Degrieck, J. Xu, S.V. Lomov, I. Verpoest (2012). Fatigue and post-fatigue stress-strain analysis of a 5-harness satin weave carbon fibre reinforced composite. *Composites Science and Technology*, vol.74, pp.20-27
  - [23] N. Uda, K. Ono, K. Kunoo (2009). Compression fatigue failure of CFRP laminates with impact damage. *Composites Science and Technology*. vol.69, pp.2308-2314
  - [24] E. G. Koricho, G. Belingardi, A. T. Beyene (2014). Bending fatigue behavior of twill fabric E-glass/epoxy composite. *Composites Structures*, vol.111, pp.169-178
  - [25] W. Van Paepegem and J. Degrieck (2001). Fatigue degradation modelling of plain woven glass/epoxy composites. *Composites, Part A*, 32(10), pp.1433-1441

- [26] S. Masmoudi (2013). *Comportement mécanique et caractérisation par implant piézoélectrique ultrasonore intégré d'un matériau composite*. Thèse de doctorat. Université du Maine et de Sfax, France et Tunisie.
- [27] P. Braisaz-Latille (2013). *Détermination des seuils d'endommagement en fatigue dans les matériaux composites*. Définition de projet de recherche de la maîtrise. Université de Sherbrooke, Canada.
- [28] R. Fernando da Costa Oliveria (2004). *Health monitoring of FRP using acoustic emission and fibre optic techniques*. Thèse de doctorat. University of Porto, Portugal.
- [29] A. Kapadia. *Non Destructive Testing of Composite Materials*. National Composites Network. UK.
- [30] P. Masson (2014). *Propagation d'ondes ultrasonores dans les structures aéronautiques*. Note du cours GMC724, Surveillance des Structure - Semaine 4. Département de génie mécanique, Université de Sherbrooke, Canada.
- [31] S. E. Hamdi (2010). *Contribution au traitement du signal pour le contrôle de santé in situ de structures composites: application au suivi de température et à l'analyse des signaux d'émission acoustique*. Université de Maine, France
- [32] M. Burchak, I.R. Farrow, I.P.Bond, C.W. Rowland, F. Menan (2006). Acoustic emission energy as a fatigue damage parameter for CFRP composites. *International Journal of Fatigue*. vol.29, pp.457-470
- [33] G. Minak (2010). On the Determination of the Fatigue Life of Laminated Graphite-Epoxy Composite by Means of Temperature Measurement. *Journal of Composite Materials*. Vol.0, No. 00, pp.1-14
- [34] N. Kanouni, J. Wu, A. Maslouhi and P. Braisaz (2015). Assessment of fatigue damage onset and growth in plain weave composites with embedded flaws. *20<sup>th</sup> International Conference on Composite Materials*.
- [35] G. Kotsikos, J.T. Evans, A.G. Gibson and J.Hale (1999). Use of Acoustic Emission to Characterize Corrosion Fatigue Damage Accumulation in Glass Fiber Reinforced Polyester Laminates. *Polymer Composites*. vol.20, No.5, pp.689-696
- [36] S. Kim, Y. Lee (1997). Characteristics of damage and fracture process of carbon fiber reinforced plastic under loading-unloading test by using AE method. *Materials Science and Engineering*. A234-236, pp.322-326
- [37] S. Barré & M.L. Benzeggagh (1994). On the use of acoustic emission to investigate damage mechanisms in glass-fibre- reinforced polypropylene. *Composites Science and Technology*. vol. 52, pp.369-376

- 
- [38] Q. Ni, M. Iwamoto (2001). Wavelet transform of acoustic emission signals in failure of model composites. *Engineering Fracture Mechanics*. vol.69, pp.717-728
  - [39] K. Ono and Q. Huang (1994). Pattern Recognition Analyse of Acoustic Emission Signals. *The 12th International Acoustic Emission Symposium*, Sapporo, Japan.
  - [40] N.Godin, S. Huguet, R.Gaertner, L.Salmon (2004). Clustering of acoustic emission signals collected during tensile tests on unidirectional glass/polyester composite using supervised and unsupervised classifiers. *NDT&E International*. vol.37, pp.253-264
  - [41] S. Huguet (2002). *Application de classificateurs aux données d'émission acoustique: identification de la signature acoustique des mécanismes d'endommagement dans les composites à matrice polymère*. Thèse de doctorat. L'Institut National des Sciences Appliquées de Lyon, France.
  - [42] L.Li, Stepan V. Lomov, X. Yan, V. Carvelli (2014). Cluster analysis of acoustic emission signals for 2D and 3D woven glass/epoxy composites. *Composite Structures*. vol.116, pp. 286-299
  - [43] N. Godin, S. Huguet, R. Gaertner (2005). Intergration of the Kohonen's self-organising map and *k*-means algorithm for the segmentation of the AE data collected during tensile tests on cross-ply composites. *NDT&E International*. vol.38, pp.299-309
  - [44] R. de Oliveira, A.T. Marques (2007). Health monitoring of FRP using acoustic emission and artificial neural network. *Computers and structures*. vol.86, pp.367-373
  - [45] R. Gutkin, C.J. Green, S.Vangrattanachai, S.T. Pinho, P. Robinson and P.T. Curtis (2011). On acoustic emission for failure investigation in CFRP: Pattern recognition and peak frequency analyses. *Mechanical Systems and Signal Processing*. vol.25, pp.1393-1407
  - [46] J. Rouat (2013). *Intelligence Artificielle Probabiliste*. Notes de cours GIA791, Département de génie électrique et informatique, Faculté de Génie, Université de Sherbrooke, Canada.
  - [47] H. Nechad (2004). *Évaluation de l'endommagement et de la rupture de matériaux hétérogènes par ultrasons et émission acoustique: Estimation de la durée de vie restante*. Thèse de doctorat. L'Institut National des Sciences Appliquées de Lyon, France.
  - [48] S. M. Ziola and M. R. Gorman (1991). Source location in thin plates using cross-correlation. *Journal of Acoustical Society of America*. vol.90(5), pp.2551- 2556
  - [49] M. Surgeon, M. Wevers (1998). One sensor linear location of acoustic emission events using plate wave theories. *Materials Science and Engineering*. A265, pp.254-261
  - [50] T. Kundu, H. Nakatani, N. Takeda (2012). Acoustic source localization in anisotropic plates. *Ultrasonics*. vol.52, pp.740-746

- [51] D. Aljets, A. Chong, S. Wilcox and K. Holford (2010). *Journal of Acoustic Emission*. Vol.28, pp.85-98
- [52] N. Kanouni (2015). *Prédiction de la durée de vie en fatigue d'un composite tissé par la technique de l'émission Acoustique*. Mémoire de maîtrise. Université de Sherbrooke, Canada.
- [53] W. Skopalik, M. G.R. Sause. *Manual for DensityVille*. Rev.0.99. 2006
- [54] J. Mao and A. K. Jain (1995). Artificial Neural Network for Feature Extraction and Multivariate Data Projection. *IEEE transaction on neural network*. vol. 6, No.2, pp.296-317
- [55] MISTRAS Group Inc., Products & Systems Division, Princeton Junction (2011). *AEwin SOFTWARE, Installation, Operation and User's Reference Manual*. New Jersey, USA.